

RECEIVED CENTER
IMMEDIATELY AFTER USE
JOB 61-6 BOX 52

58592

OCP

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

CENTRAL INTELLIGENCE AGENCY

This material contains information affecting the National Defense of the United States within the meaning of the Espionage Laws, Title 18, U.S.C. Secs. 793 and 794, the transmission or revelation of which in any manner to an unauthorized person is prohibited by law.

S-E-C-R-E-T

COUNTRY USSR

REPORT

25X1

SUBJECT Copies of Soviet Technical Manuals for the MIG-17P and the MIG-17PF and an Instruction Manual for the MIG-17PF and the MIG-17F

DATE DISTR.

17 November 1959

NO. PAGES

1

REFERENCES

RD

DATE OF INFO.

PLACE & DATE ACQ.

Reel # 838-C

25X1

SOURCE EVALUATIONS ARE DEFINITIVE. APPRAISAL OF CONTENT IS TENTATIVE.

25X1

1. Russian-language technical manuals dealing with the Soviet MIG-17P, MIG-17PF, and MIG-17F aircraft

25X1

2. The three manuals, all published by the State Publishing House of the Defense Industry, were classified SECRET by the Soviets. The manuals when detached from this report are classified CONFIDENTIAL. The following is explanatory information about each of the manuals.

- a. The technical manual on the MIG-17P, published in 1954, is entitled Samolet MIG-17P s dvigatelem VK-1F (The MIG-17P Aircraft with the VK-1F Engine). This manual, written under the direction of the Ministry of Aviation Industry, provides much technical detail including flight characteristics of the aircraft.
- b. The technical manual on the MIG-17PF, published in 1956, is entitled Samolet MIG-17PF (The MIG-17PF Aircraft). This manual, written under the direction of the Ministry of Aviation Industry, provides a technical description of the MIG-17PF which, according to the title page, supplements the technical description of the MIG-17; presumably a technical manual for the earlier fighter aircraft is meant. This manual provides much detail and numerous technical drawings relating to the design and construction of the MIG-17PF aircraft.
- c. The instruction manual on the MIG-17PF and MIG-17F, published in 1957, is entitled Samolety MIG-17PF i MIG-17F -- instruktsiya po tekhnicheskoy ekspluatatsii i obsluzhivaniyu (The MIG-17PF and MIG-17F Aircraft -- Technical Instructions for Operation and Maintenance). This manual, written under the direction of the Ministry of Defense, provides as the title indicates, detailed instructional information on the operation and maintenance of the MIG-17PF and MIG-17F aircraft.

25X1

STATE	X	ARMY	X	NAVY	X	AIR / EV	X	NSA		FBI					
-------	---	------	---	------	---	----------	---	-----	--	-----	--	--	--	--	--

(Note: Washington distribution indicated by "X"; Field distribution by "#".)

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

ПРОИЗВОДСТВО АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ СССР

САМОЛЕТ МИГ-17ПФ

ОБОРОНИЗ
1956

STAT

МИНИСТЕРСТВО АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ СОЮЗА ССР

СЕКРЕТНО

STAT

САМОЛЕТ МиГ-17ПФ

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

(ДОПОЛНЕНИЕ К ТЕХНИЧЕСКОМУ ОПИСАНИЮ САМОЛЕТА МиГ-17)

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ
МОСКВА 1956

Описание составили
инженеры *Б. Г. Шипунов, А. Я. Мариненко,*
А. М. Раппопорт и К. В. Слепнев

под руководством
зам. главного конструктора *Н. Е. Сырового*

Ответственный редактор *Н. Н. Компанцев*

В настоящей книге приведено краткое описание конструкции самолета МиГ-17ИФ, а также даны краткие сведения о его двигательной установке, оборудовании и вооружении. Более подробно описаны агрегаты, отличные от соответствующих агрегатов самолета МиГ-17.

В книге нашли отражение изменения, осуществленные на самолетах МиГ-17ИФ последних серий выпуска 1954 г.

Основные летно-технические характеристики самолета МиГ-17ИФ изложены в книге «Самолет МиГ-17И с двигателем ВК-1Ф», книга 1, Оборонгиз, 1954 г.

В книге имеются вставки:

- | | |
|--------------------|--|
| <i>Вставка № 1</i> | Фиг. 29. Конструкция основной стойки шасси. (Стр. 30—31). |
| <i>Вставка № 2</i> | Фиг. 31. Принципиальная и монтажная схемы гидросистемы. (Стр. 36—37). |
| <i>Вставка № 3</i> | Фиг. 49. Схема управления форсажем. (Стр. 46—47). |
| <i>Вставка № 4</i> | Фиг. 56. Система управления двигателем. Фиг. 59. Принципиальная и монтажная схемы топливной системы. (Стр. 50—51). |
| <i>Вставка № 5</i> | Фиг. 74. Принципиальная фидерная электросхема самолета (СП 7200-00). (Стр. 62—63). |
| <i>Вставка № 6</i> | Фиг. 83. Схема размещения и соединения блоков радиолокационного прицела РЛ-1 при улучшенном варианте размещения. Секретно. (Стр. 76—77). |
| <i>Вставка № 7</i> | Фиг. 115. Кинематическая схема управления сбрасыванием фонаря и выстрелом. (Стр. 110—111). |

ВВЕДЕНИЕ

Самолет МиГ-17ПФ является одноместным истребителем-перехватчиком с двигателем ВК-1Ф, построенным на базе серийного фронтового истребителя МиГ-17 (фиг. 1—4).

Основными отличиями самолета МиГ-17ПФ от самолета МиГ-17 являются:

- 1) наличие радиолокационного прицела РП-1, обеспечивающего выполнение тактических задач ночью и в условиях плохой видимости;
- 2) установка двигателя ВК-1Ф с форсажной камерой, обеспечивающего кратковременное повышение тяги двигателя в полете, что увеличивает вертикальную и горизонтальную скорости самолета;
- 3) изменение обводов головной и хвостовой частей фюзеляжа.

По конструктивной схеме самолет представляет собой свободнонесущий среднеплан цельнометаллической конструкции со стреловидным крылом и оперением; шасси — трехколесное с носовым колесом.

В хвостовой части самолета установлен турбореактивный двигатель ВК-1Ф с форсажной камерой. Воздух для двигателя поступает от заборника в носке фюзеляжа. Воздухозаборник вначале общий, затем расходится на два всасывающих канала, которые огибают кабину летчика и отсек бака с двух сторон до отсека двигателя.

Топливо для двигателя размещено в трех фюзеляжных баках: переднем главном баке (мягком) — в носовой части и задних баках (металлических) — в хвостовой части фюзеляжа.

Фюзеляж самолета имеет эксплуатационный разъем, разделяющий его на две части (носовую и хвостовую) и обеспечивающий удобный монтаж и демонтаж двигателя.

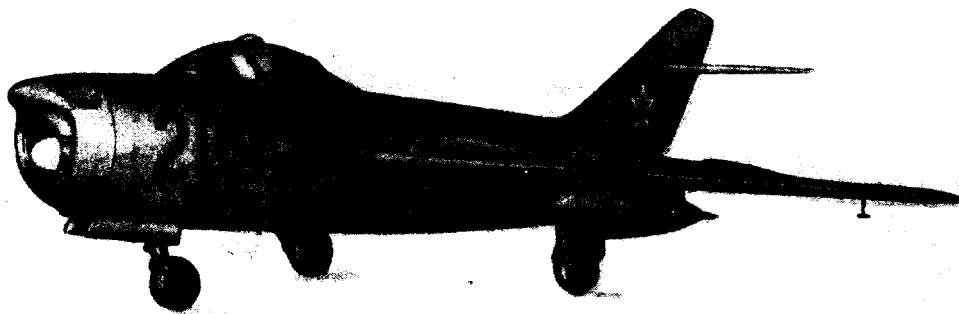
В носовой части фюзеляжа расположены: отсек с радиооборудованием и герметическая кабина, а под ними, в нижней части фюзеляжа, находится установка с тремя пушками НР-23 калибром 23 мм. За кабиной, между каналами, размещен контейнер главного топливного бака.

Хвостовая часть фюзеляжа начинается камерой для двигателя, а далее внутри фюзеляжа установлен кожух обдува, служащий для охлаждения форсажной камеры и фюзеляжа потоком протекающего по щелям воздуха и для предохранения каркаса фюзеляжа от непосредственного теплового воздействия форсажной камеры.

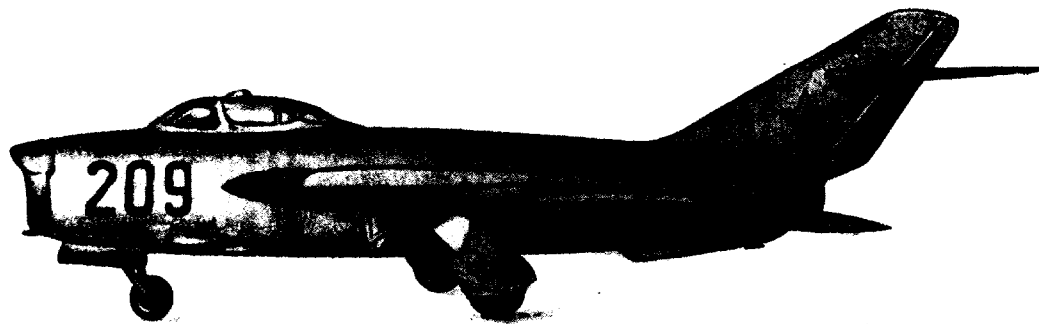
В середине хвостовой части между наружной обшивкой и съемным передним кожухом размещены задние топливные баки. В конце хвостовой части фюзеляжа по бокам установлены аэродинамические тормозные щитки. На хвостовой части размещены вертикальное и горизонтальное оперение и подфюзеляжный гребень.

Крыло самолета имеет прямую стреловидность в 45° по линии фокусов. Крыло снабжено элеронами с внутренней аэродинамической компенсацией и щитками-закрылками, отклоняемыми в два положения: взлетное 20° и посадочное 60° .

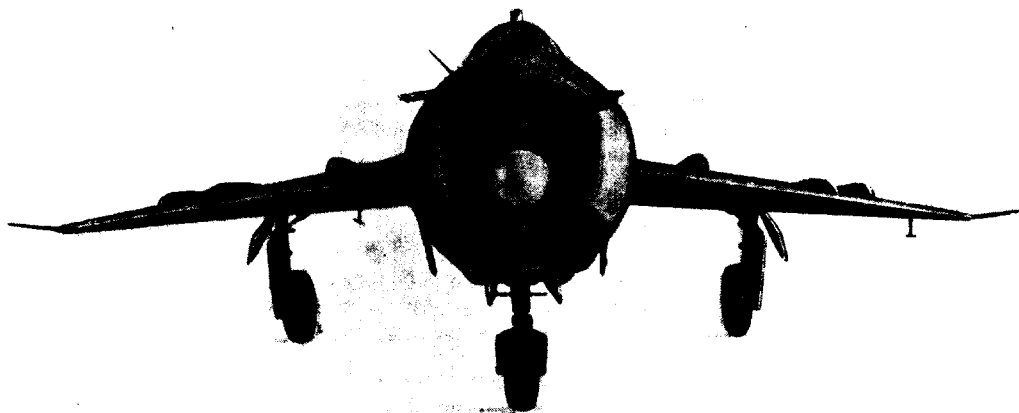
На верхней поверхности крыла с каждой стороны



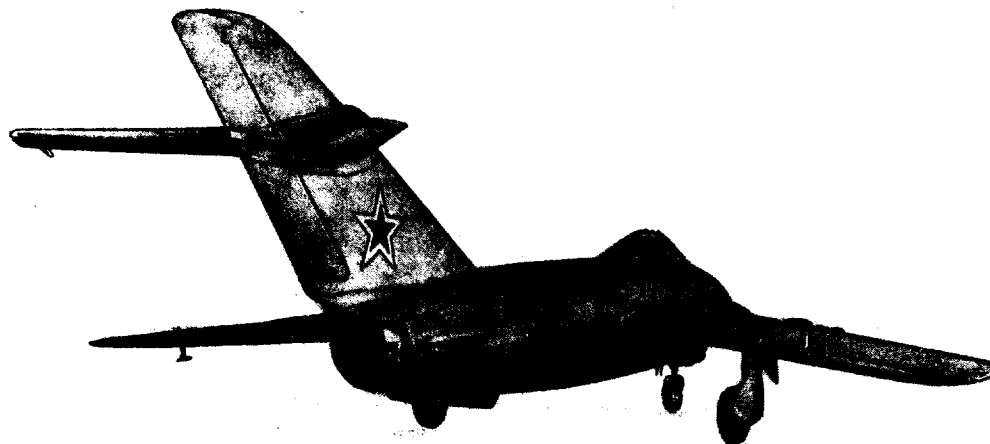
Фиг. 1. Самолет МиГ-17ПФ (вид $3/4$ спереди).



Фиг. 2. Самолет МиГ-17ПФ (вид сбоку).



Фиг. 3. Самолет МиГ-17ПФ (вид спереди).



Фиг. 4. Самолет МиГ-17ПФ (вид $\frac{3}{4}$ сзади).

установлено по три перегородки (гребня), способствующих сохранению поперечной устойчивости самолета на больших углах атаки.

Под крыльями предусмотрена подвеска двух сбрасываемых баков емкостью по 400 л или двух бомб весом до 250 кг каждая.

Управление рулями и элеронами жесткое. В системе управления элеронами установлен вспомогательный гидравлический усилитель БУ-1У, имеющий автономную гидравлическую систему.

Шасси — убирающееся, имеет рычажную подвеску колес и шины с высоким давлением. Управление выпуском и уборкой шасси, щитков-закрылков и тормозных щитков — от гидравлической системы, гидрокранами с электрическим и механическим дистанционным управлением.

Перезарядка пушек, аварийный выпуск шасси и щитков-закрылков, а также торможение колес производятся сжатым воздухом.

Установка трех пушек НР-23 осуществлена на опускаемом лафете. При обслуживании вся установка опускается, что обеспечивает свободный до-

ступ к агрегатам вооружения. Управление огнем пушек электрическое.

На самолете установлены: автоматический прицел АСП-ЗНМ и фотопулемет С-13 с временным механизмом ВМ-2. Перед прицелом установлен блок отработки данных станции РП-1, благодаря чему летчик при стрельбе может пользоваться «искусственной целью».

Фонарь кабины — одностекольный, герметический, с плоским передним бронестеклом. Сдвижная часть фонаря снабжена перископом ТС-27АМ.

Герметическая кабина обеспечивает нормальную работу летчика на большой высоте. В кабине установлена система питания противоперегрузочного костюма ППК-1, обеспечивающая работоспособность летчика при больших по величине и продолжительности их действия эксплуатационных перегрузках. В кабине установлено катапультируемое сиденье, рассчитанное под ленточный парашют.

Самолет оборудован аппаратурой слепой посадки ОСП-48 (АРК-5, МРП-48П и РВ-2), ультракоротковолновой связной радиостанцией РСИУ-3М и ответчиком опознавания СРО.

ГЛАВА I

ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж самолета — балочный, металлической конструкции, лонжероно-стрингерного типа. Каркас фюзеляжа включает 30 поперечных шпангоутов, один наклонный шпангоут и продольный набор из лонжеронов, стрингеров, профилей и диафрагм. Гладкая работающая обшивка связывает каркас в жесткую конструкцию. Основной материал конструкции — дуралюмин, метод соединения — клепка. Большинство узлов фюзеляжа — из стали 30ХГСА.

Фюзеляж разделен на две части: носовую и хвостовую, стыкующиеся между собой по шпангоутам

№ 13 и 14 в десяти точках болтовыми соединениями, позволяющими осуществлять быстрый разъем частей фюзеляжа.

Фюзеляж самолета выполнен по схеме фюзеляжа серийного самолета МиГ-17 и имеет следующие отличия от него: увеличены обводы фюзеляжа в отсеке со шпангоута № 1 по шпангоут № 9 и со шпангоута № 26 по шпангоут № 30; применена новая конструкция шпангоутов с № 19 по № 30.

1. НОСОВАЯ ЧАСТЬ ФЮЗЕЛЯЖА

Носовая часть фюзеляжа включает в себя отсек от шпангоута № 1, где размещен воздухозаборник, до шпангоута № 13 включительно. В носовой части фюзеляжа размещаются два всасывающих канала, подводящие воздух к двигателю. Всасывающие каналы проходят вдоль наружной обшивки фюзеляжа по правой и левой сторонам, огибая кабину летчика.

От шпангоута № 1 до шпангоута № 4 вверху между всасывающими каналами имеется отсек для размещения специального оборудования (блоки РП-1, РСИУ-3М, СРО и др.), а внизу расположена ниша передней стойки шасси. В центре от шпангоута № 4 до шпангоута № 9 в верхней части фюзеляжа размещена герметическая кабина летчика, а под ней отсек для установки пушек. Отсек от шпангоута № 9 до шпангоута № 13 занят контейнером переднего топливного бака.

КАРКАС

Силовой каркас носовой части фюзеляжа (фиг. 5) состоит из 13 шпангоутов и 3 дополнительных полушпангоутов, 4 лонжеронов, набора стрингеров, верхней подфонарной панели, горизонтальной жесткости и пола кабины летчика. На шпангоутах № 9 и 13 имеются узлы для переднего и заднего креплений крыла. На шпангоуте № 13 подвешен двигатель. В силовую схему фюзеляжа входит также каркас лафета, крепящегося к узлам на шпангоутах № 5А и 9.

Продольный и поперечный наборы каркаса между

собой связаны с помощью уголков, косынок, узлов и работающей обшивки.

ЛОНЖЕРОНЫ

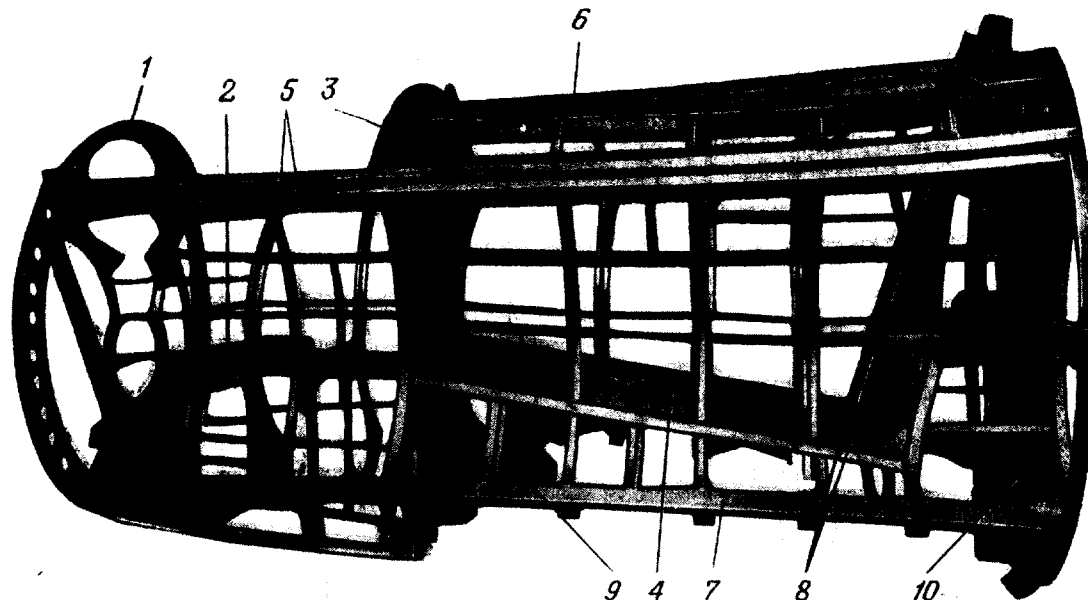
В отсеке между шпангоутами № 1 и 9 верхними и нижними лонжеронами служат штампованные дуралюминовые (из сплава Д16-Л1,5) профили переменных сечений (W-образной формы). Форма сечения выбрана с учетом открытой клепки внутренней обшивки всасывающих каналов и боковых панелей наружной обшивки, а также с учетом удобства размещения замков крышки верхнего люка.

С каждым шпангоутом лонжероны соединены при помощи сварных стальных книц из стали 20А.

В отсеке шпангоутов № 9 и 13 лонжеронами служат четыре хромансильевых профиля переменного сечения тавровой формы.

Верхние задние лонжероны у шпангоута № 9 связаны с верхней панелью, которая в силовом отношении является их продолжением. Соединение лонжерона с профилем панели осуществлено стальной накладкой из стали 30ХГСА-Л2 ($\sigma_b=120 \text{ кг/мм}^2$) и тремя узлами. Нижние задние лонжероны при помощи двух стальных коробок крепятся к профилям шпангоута № 9.

У шпангоута № 13 верхние и нижние лонжероны заканчиваются стальными узлами для стыковки двух частей фюзеляжа и присоединения рамы подвески двигателя. Кроме того, в верхней части фюзеляжа от шпангоута № 11 до шпангоута № 13 имеет-



Фиг. 5. Каркас носовой части фюзеляжа (со шпангоута № 1 по шпангоут № 9).

1—шпангоут № 1; 2—горизонтальная жесткость; 3—шпангоут № 4; 4—пол кабины; 5—верхние лонжероны; 6—подфюзеляжная панель; 7—нижние лонжероны; 8—рельсы катапульты; 9—шпангоут № 5А; 10—шпангоут № 9.

ся центральный верхний лонжерон из таврового дуралюминового профиля с накладкой толщиной 1 мм.

ШПАНГОУТЫ

Контуры шпангоутов соответствуют внешним и внутренним обводам носовой части фюзеляжа. Большинство шпангоутов носовой части состоит из дуралюминовых профилей или стенок с отбортовками и выколотками, подкрепленными профилями жесткости.

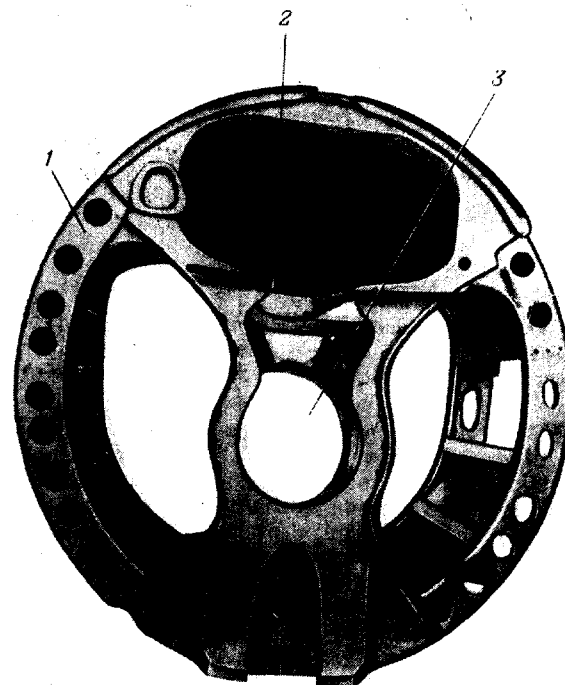
Силовыми являются шпангоуты № 1, 4, 5А, 9 и 13, которые служат местом стыка обшивок фюзеляжа или на которых имеются узлы крепления передней стойки шасси, крыла, оружия, двигателя и хвостовой части фюзеляжа. Конструкция шпангоутов в основном аналогична конструкции шпангоутов самолета МиГ-17, за исключением шпангоута № 1, который изменен под установку антенн станции РП-1 (см. фиг. 5 и 6).

СТЫКОВЫЕ УЗЛЫ

В носовой части фюзеляжа находятся узлы крепления передней стойки шасси, установленные на шпангоутах № 4 и 5А, узлы установки лафета (на шпангоутах № 5А и 9), узлы крепления крыла (на шпангоутах № 9, 11А и 13).

К верхним и нижним боковым узлам на шпангоуте № 13 крепится сварная стальная рама подвески двигателя со всеми его агрегатами; к шпангоуту № 13 крепится также хвостовая часть фюзеляжа.

Материал стыковых узлов носовой части фюзеляжа с крылом, с хвостовой частью фюзеляжа, с рамой двигателя и других узлов — сталь С30ХГСНА ($\sigma_b = 150 \pm 15 \text{ кг/мм}^2$) и С30ХГСА ($\sigma_b = 120 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$).



Фиг. 6. Вид на передний обтекатель по полету.
1—шпангоут № 1; 2—верхний обтекатель; 3—капот прицельной антенны.

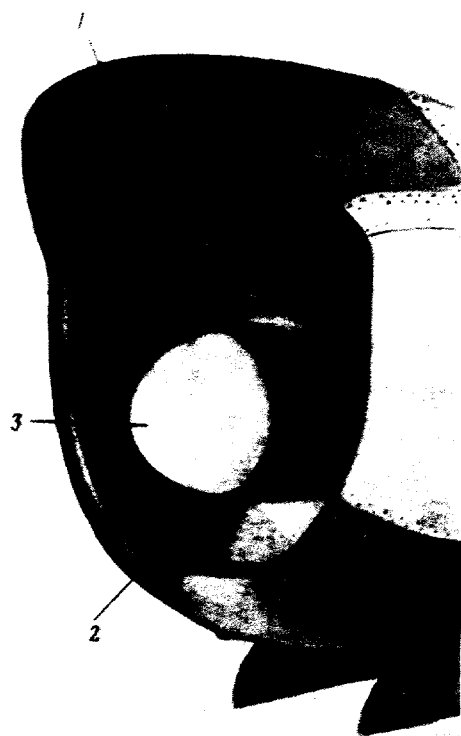
ОБШИВКА

Наружная обшивка носовой части фюзеляжа состоит из 8 листов Д16-Л11,2, внутренняя обшивка всасывающих каналов — из листов Д16-Л0,8.

Герметизация заклепочных швов по обшивке и другим элементам каркаса в зоне кабины и всасывающих каналов выполнена с помощью гликоловых герметиков УЗ и клея № 88.

ПЕРЕДНИЙ ОБТЕКАТЕЛЬ

Передний обтекатель (фиг. 7) представляет собой обтекаемое поперечного сечения с развитой перед верхней частью, выполненной в виде съемной верхней обтекателя из стеклотекстолита



Фиг. 7. Передний обтекатель (вид сзади).
1 — верхний обтекатель из стеклотекстолита АСТТ(6); 2 — обтекатели воздухозаборника; 3 — капот прицельной антенны РП-1.

АСТТ(6). Посредине кольца имеет перемычку обтекаемой формы из материала Д16-Т1.2, на которой заканчиваются внутренние обшивки всасывающих каналов. На перемычке образован путем выколочки главный переход на капот прицельной антенны РП-1. Капот представляет собой удобообтекаемый капот из пенопластмассы ПС-1.

Остальная часть переднего обтекателя собрана из штампованных дуралюминовых листов: наружных — из Д16-Т1.5, внутренних — из Д16-Т1 с радиально расположенными внутренними диафрагмами из Д16 толщиной от 1 до 2 мм. Обтекатель с правой стороны имеет нишу с крышкой под фотоулучшитель С-13. Нижняя часть переднего обтекателя в зоне выхода стволов оружия имеет защитную обшивку из жароупорной нержавеющей стали.

ВЕРХНЯЯ ПАНЕЛЬ

Верхняя или подфонарная панель расположена между шпангоутами № 4 и 9 и окантовывает вырез

в обшивке под фонарь кабины летчика. Панель является силовым элементом каркаса и представляет собой раму, склепанную из дуралюминовых ступиц, профилей толщиной 10 мм с диафрагмами жесткости внутри.

К верхней панели крепятся рельсы подвижной части фонаря, узлы для крепления замков фонаря и направляющие рельсы катапультируемого летчика.

ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ ЖЕСТКОСТЬ

Горизонтальная жесткость расположена вдоль продольной оси самолета между всасывающими каналами в отсеке шпангоутов № 1—4 и имеет перегиб вниз от шпангоута № 2 к шпангоуту № 1 (см. фиг. 5).

Жесткость состоит из дуралюминового листа Д16-Т1.2, окантованного уголками из Д16-Т1.5. В жесткости имеются выштамповки под колесо шасси и блок радиоответчика.

ПОЛ КАБИНЫ

Пол кабины летчика расположен в отсеке между шпангоутами № 4 и 9. От шпангоута № 4 к шпангоуту № 8 плоскость пола наклонена вниз и имеет выступ вверх от шпангоута № 8 до шпангоута № 9. Конструкция пола состоит из листа Д16-Т1.2, приклепанного к стенкам всасывающих каналов и подкрепленного перемычками шпангоутов и продольными профилями.

КРЫШКА ВЕРХНЕГО ПЕРЕДНЕГО ЛЮКА

Крышка обеспечивает доступ к оборудованию, размещенному в переднем отсеке (фиг. 8) носовой части фюзеляжа перед кабиной. Конструкция крышки состоит из обшивки Д16-Т1.2, подкрепленной каркасом из дуралюминовых профилей. Крышка крепится к верхним лонжеронам фюзеляжа шестью натяжными замками и двумя штырями у шпангоутов № 1 и 4.

КРЫШКИ ОТСЕКА ВООРУЖЕНИЯ

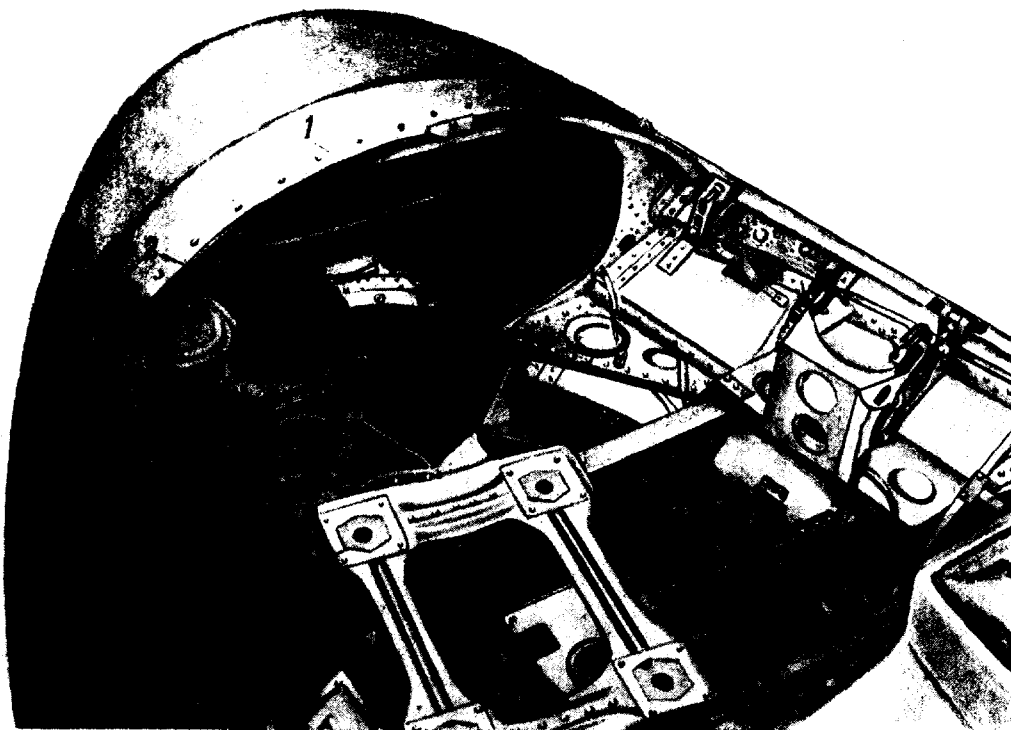
Крышки отсека вооружения между шпангоутами № 5А и 9 обеспечивают доступ: слева к установке двух пушек НР-23 и справа к установке одной пушки НР-23.

Конструкция крышек состоит из листа обшивки Д16-Т1.2, подкрепленного изнутри профилями. Крепление крышек произведено шарнирными узлами к лафету и стальными винтовыми замками к нижним лонжеронам фюзеляжа. В крышках имеются отверстия для выбрасывания звеньев и талей.

Кроме основных люков вооружения, имеются еще съемные люки с обеих сторон в зоне шпангоутов № 4 и 5А, они укреплены стальными винтовыми замками с плавающими гайками.

Обтекатели стволов оружия выполнены в форме небольших удобообтекаемых крышек, укрепленных винтовыми замками.

Герметизация стволов оружия достигается установкой на обтекатели стволов наконечников с вращающимися полушариями (аналогично герметизации на самолете МиГ-17).



Фиг. 8. Вид сверху на передний отсек фюзеляжа.

1—вид изнутри на верхний обтекатель; 2—резиновый экран поисковой антенны РП-1;
3—рамка крепления блока № 2 РП-1.

КРЫШКА ЛЮКА ТОПЛИВНОГО БАКА

Между шпангоутами № 9 и 13 внизу имеется силовой люк, служащий для установки и снятия топ-

ливного бака. Крышка люка крепится на 72 винтах, а также с помощью двух силовых узлов на шпангоуте № 9 и одного узла на шпангоуте № 13.

2. ХВОСТОВАЯ ЧАСТЬ ФЮЗЕЛЯЖА

Хвостовая часть фюзеляжа включает в себя отсек от шпангоута № 14 до шпангоута № 30, заканчиваясь хвостовым обтекателем.

Хвостовая часть фюзеляжа имеет увеличенные по сравнению с хвостовой частью фюзеляжа МиГ-17 внешние обводы со шпангоута № 27 по шпангоут № 30 и новую конструкцию шпангоутов с № 19 по № 30. Хвостовая часть снабжена кожухом обдува и тормозными щитками увеличенной площади.

Конструкция стыковых узлов фюзеляжа позволяет осуществить быстрый разъем носовой и хвостовой частей фюзеляжа (при помощи стяжных и откидных болтов, связывающих фюзеляж в одно целое).

В хвостовой части фюзеляжа (фиг. 9) предусмотрены отсеки для размещения двигателя с форсажной камерой и регулируемым соплом, заднего топливного бака, тормозных щитков, гидросистемы управления тормозными щитками и специального оборудования. На хвостовой части установлено оперение самолета.

КАРКАС

Каркас хвостовой части состоит из продольного и поперечного наборов и наклонного силового шпангоута.

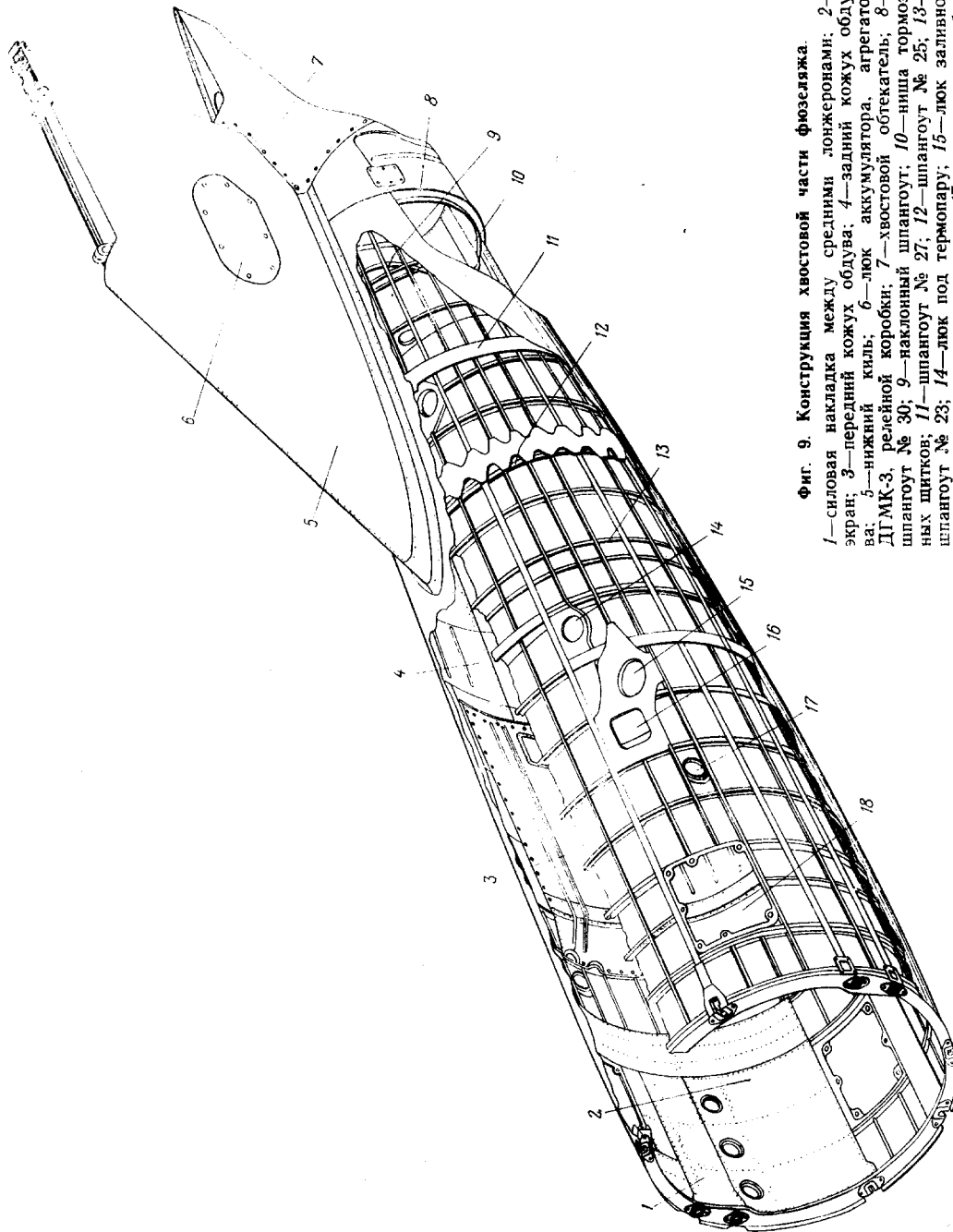
Продольный набор состоит из 10 лонжеронов переменного сечения, 2 профилей коробчатого сечения и стрингерного набора из профилей с бульбой. Основной материал продольного набора — сплав В-95.

Поперечный набор включает 17 шпангоутов (с № 14 по № 30), в том числе 5 шпангоутов усиленных и 12 шпангоутов нормальных контурных. Основной материал шпангоутов — дуралюмин Д-16.

По сравнению со шпангоутами самолета МиГ-17 высота стенок шпангоутов уменьшена со шпангоута № 20 и дальше вследствие установки форсажной камеры и топливных баков.

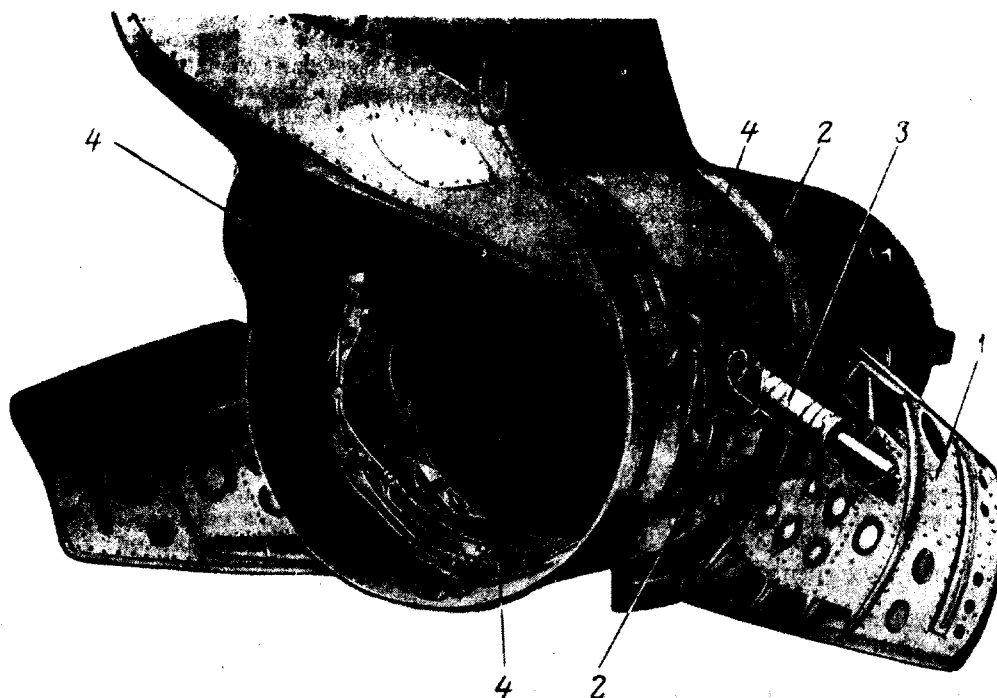
Силовой наклонный шпангоут является продолжением лонжерона киля в конструкции фюзеляжа и размещен между шпангоутами № 27 и 30. Наклонный шпангоут склепан из двух штампованных полушпангоутов (материал В-95) с помощью стальных книц по плоскости симметрии самолета в месте стыковки фюзеляжа с лонжероном киля. К наклонному шпангоуту крепятся узлы подвески тормозных щитков и силовых цилиндров управления щитками (фиг. 10).

Каркас хвостовой части связан уголками, косынками, стальными узлами и гладкой работающей обшивкой (см. фиг. 9 и 11).

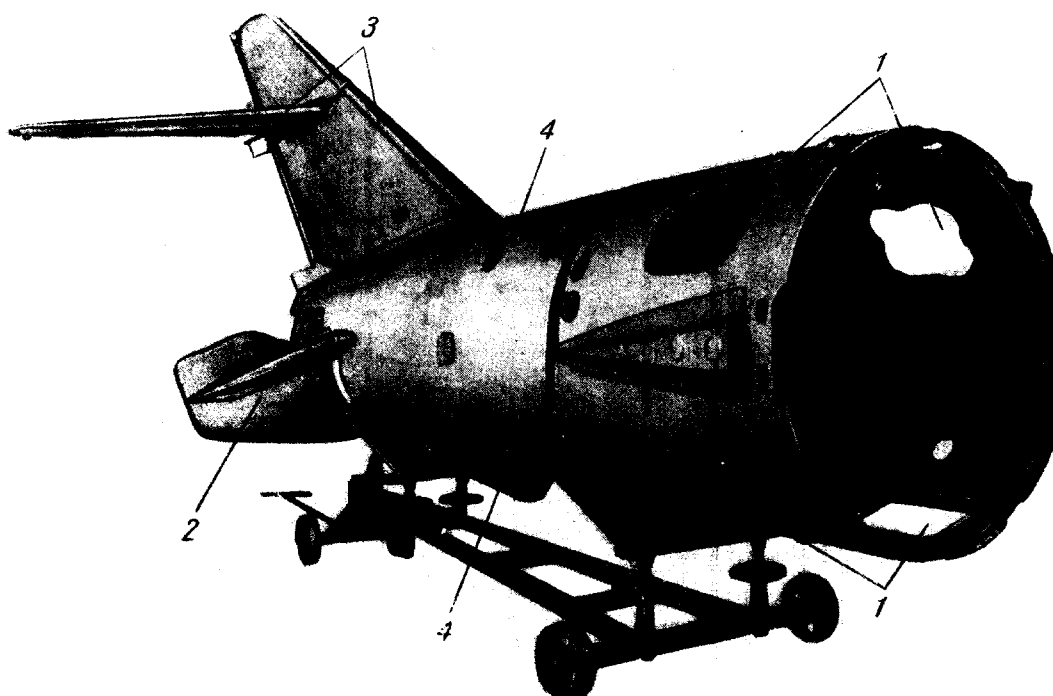


Фиг. 9. Конструкция хвостовой части фюзеляжа.

1—силовая накладка между средними лонжеронами; 2—экран; 3—передний кожух обдува; 4—задний кожух обдува; 5—нижний киль; 6—люк аккумулятора, агрегатов ДГ МК-3, релейной коробки; 7—хвостовой обтекатель; 8—шпангоут № 30; 9—наклонный шпангоут; 10—ниша тормозных щитков; 11—шпангоут № 27; 12—шпангоут № 25; 13—шпангоут № 23; 14—люк под термопару; 15—люк заливной горловины; 16—люк гидроагрегатов; 17—люк пусковых блоков; 18—люк подхода к двигателю.



Фиг. 10. Хвостовая часть фюзеляжа с открытыми тормозными щитками.
1—щиток; 2—узлы подвески; 3—гидроцилиндр; 4—гидроцилиндры управления соплом.



Фиг. 11. Хвостовая часть фюзеляжа.
1—люки подхода к двигателю; 2—тормозной щиток; 3—хвостовое оперение;
4—люки подхода к термопарам.

Винты между шпангоутами № 19 и 23 в обшивке сделаны четыре специальных люка для монтажа агрегатов МРП-48П, ДГМК и рамочной антенны АРК-5. Крышка люка подхода к раме АРК-5—съемная, сварной конструкции с щелевыми воздухозаборниками и фильтром из латунной сетки.

ОБШИВКА

Обшивка хвостовой части фюзеляжа состоит из 11 листов дуралюмина толщиной 1,5—1,2 и 1 мм. Обшивка хвостовой части имеет вырезы под люки подхода к двигателю и оборудованию и под лючки к тягам управления самолетом.

С внутренней стороны каркас хвостовой части имеет: силовые накладки толщиной 1,5 мм между средними лонжеронами и экран из нескольких листов дуралюмина толщиной 0,5 мм между верхними и нижними боковыми лонжеронами. Накладки и экран расположены в зоне шпангоутов № 14 и 18. Экран служит для уменьшения потерь скоростного напора набегающего на двигатель потока.

КОЖУХ ОБДУВА

Кожух обдува установлен на шпангоутах между форсажной камерой и каркасом фюзеляжа в зоне от шпангоута № 18 до шпангоута № 28 (фиг. 12).

Назначением кожуха является создание канала

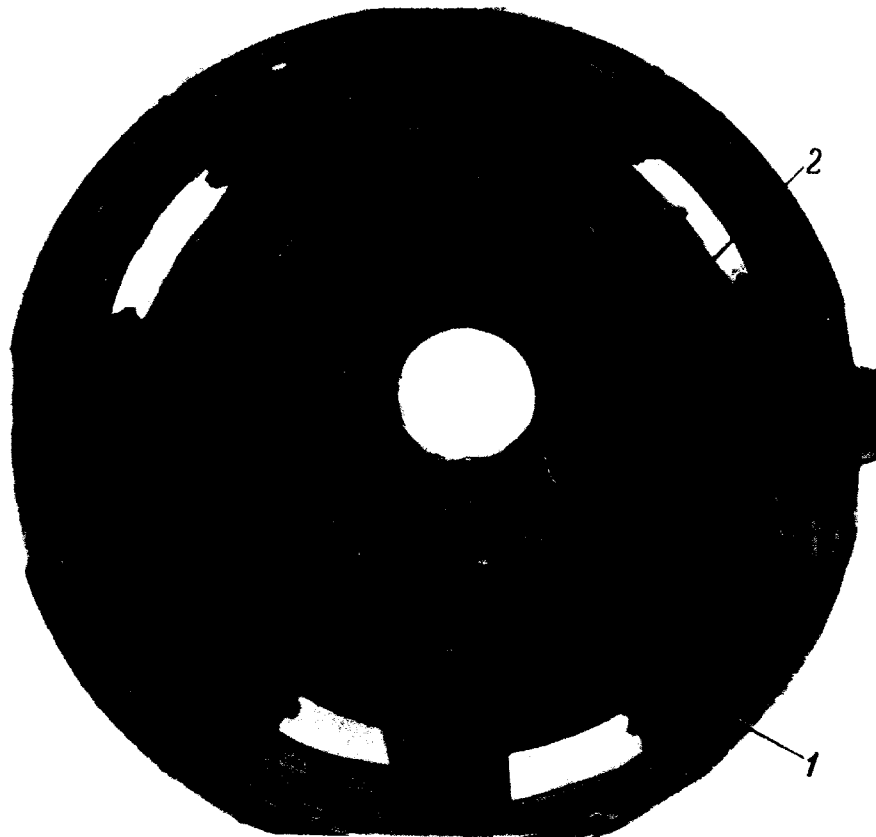
форсажной камеры и предохранение фюзеляжа и размещенного в нем оборудования, тяг управления и топливного бака от непосредственного теплового воздействия форсажной камеры.

Кожух обдува форсажной камеры выполнен в форме трубы переменного сечения, имеющей желоба под тяги управления и выштаповки под агрегаты оборудования. Кожух целиком съемный, состоит из двух основных частей: переднего и заднего кожухов.

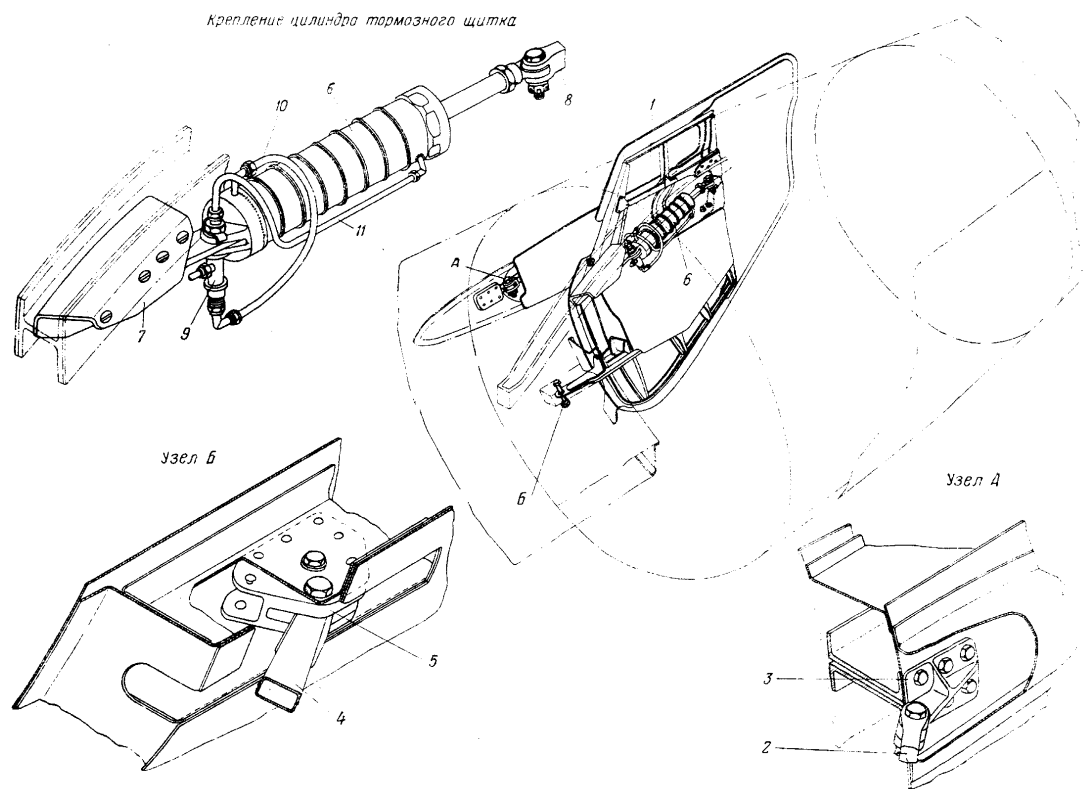
Передний кожух выполнен из листового дуралюмина Д16-Л0,8 и прикреплен к отбортовкам шпангоутов № 18—23 и к специальным кронштейнам с профилями при помощи анкерных гаек. В верхней части кожуха на отбортовках шпангоутов проложены местные паронитовые прокладки толщиной 5 мм, создающие щели между кожухом и каркасом.

Передний кожух состоит из нескольких частей: верхней, двух боковых и экранов топливного бака. Экранами топливного бака являются нижние боковые части переднего кожуха. Листы экрана со стороны топливного бака снабжены стеклотекстолитовыми продольными прокладками толщиной 3 мм, гарантирующими минимальную щель обдува между кожухом и топливным баком.

Экраны топливного бака снимаются независимо от остальных частей кожуха обдува, что обеспечивает съем и постановку топливных баков при расстыкованном фюзеляже.



Фиг. 12. Вид изнутри на хвостовую часть фюзеляжа.
1—экран; 2—кожух обдува.



Фиг. 13. Конструкция тормозного щитка и его узлов крепления.

1—тормозной щиток; 2—верхний узел тормозного щитка; 3—верхний узел подвески тормозного щитка на фюзеляже; 4—нижний узел тормозного щитка; 5—нижний узел подвески тормозного щитка на фюзеляже; 6—цилиндр тормозного щитка; 7—узел крепления цилиндра на фюзеляже; 8—узел крепления штока цилиндра на тормозном щитке; 9—коллектор бесшлангового соединения; 10—трубка системы выпуска; 11—трубка системы уборки щитка.

Задний кожух состоит из двух частей: первая часть (из листового дуралюмина) расположена от шпангоута № 23 до шпангоута № 25 и вторая часть кожуха (из пержавеющей жароупорной стали ЯИТ-Ю,5) расположена от шпангоута № 25 до шпангоута № 28 и заходит за него на 120 мм. К хвостовой части кожуха вверху прикреплены дуралюминовый козырек, защищающий от тепловых влияний наклонный шпангоут, и по сторонам дуралюминовые экраны, защищающие бесшланговое соединение гидросистемы с цилиндрами тормозных щитков.

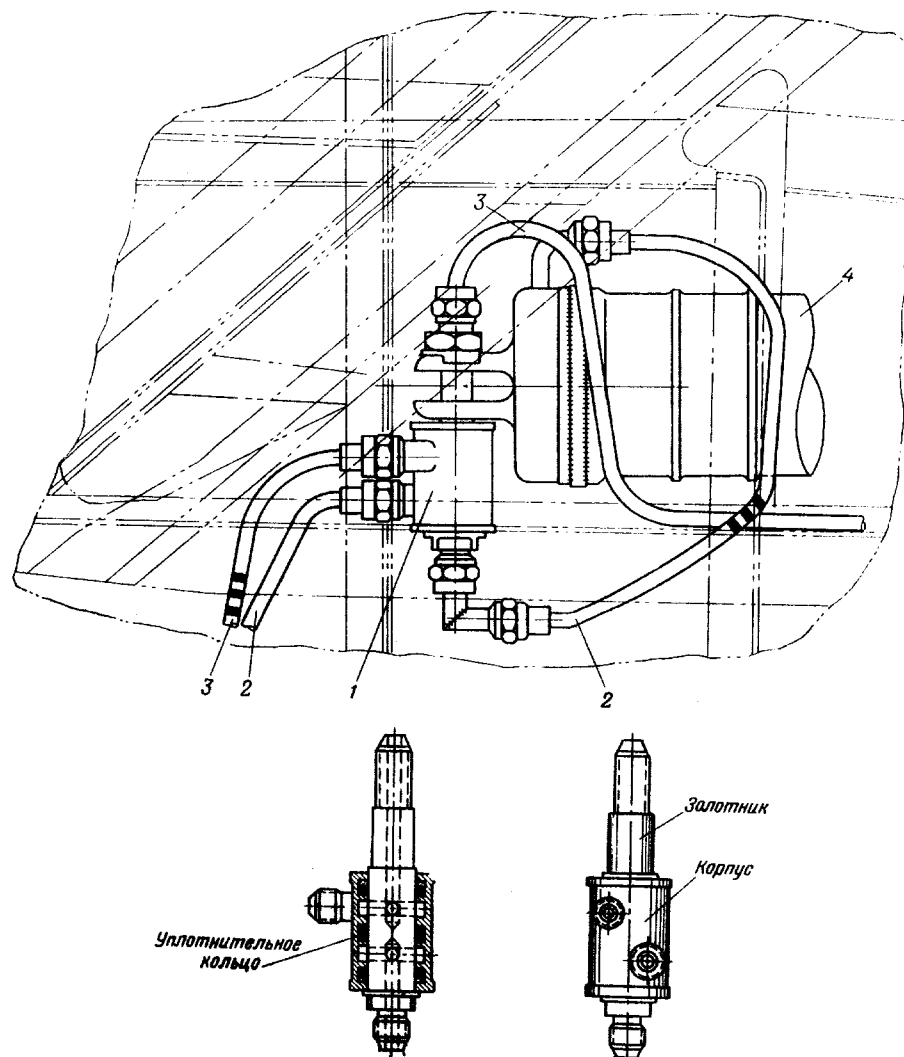
Задний кожух прикреплен к шпангоутам при помощи местных прокладок толщиной 2 мм, создающих щель обдува. Соединение переднего и заднего кожухов на шпангоуте № 25 — телескопическое, со встречными воздушному потоку щелями; размер щелей между кожухами 3 мм и между передним кожухом и шпангоутом фюзеляжа 1,5 мм.

ТОРМОЗНЫЕ ЩИТКИ

Тормозные щитки суммарной площадью 0,97 м² помещаются на хвостовой части (на правом и левом бортах) в зоне шпангоутов № 28-30 и наклонного шпангоута (см. фиг. 9). Место установки щитков на фюзеляже частично изолировано от воздействия тепла от форсажной камеры стальным задним кожухом и экранами.

Конструкция тормозных щитков (фиг. 13) — балочного типа, каждый щиток имеет два узла навески к фюзеляжу. Нижний узел — внутренний, он вписан в контур фюзеляжа. Верхний узел — наружный, он имеет обтекаемую форму. Каркас щитков, состоящий из балок и диафрагм, связан наружной обшивкой из нержавеющей стали.

Открываются и закрываются щитки гидравлическими подъемниками, обеспечивающими одновременность их работы. Подъемники подвешены к



Фиг. 14. Бесшланговое соединение.

1 — распределительный коллектор; 2 — линия на выпуск тормозных щитков; 3 — линия на уборку тормозных щитков; 4 — цилиндр управления тормозным щитком.

стальным узлам на наклонном шпангоуте, штоки их шарнирно соединены с узлами на щитках. Жесткой связи синхронизации открытия щитки не имеют. Управление гидросистемой открытия и закрытия щитков осуществляется с помощью крана ГА-13М.5.

Питание цилиндров гидросмесью бесшлангового соединения через ось подвески цилиндров, на которой имеется распределительный коллектор гидросмеси с металлическими трубопроводами, идущими к цилиндру. Бесшланговое соединение (фиг. 14) трубопроводов гидросистемы с цилиндрами повышает надежность, температурную стойкость и позволяет снизить вес конструкции.

ГРЕБЕНЬ

На хвостовой части фюзеляжа имеется продольный подфюзеляжный гребень, улучшающий боковую

устойчивость самолета и предохраняющий фюзеляж при посадке самолета.

Гребень — съемный, выполнен из обшивки, набора диафрагм и наружной стальной окантовки по передней кромке гребня. Задняя часть гребня имеет съемную стальную пятку, снабженную гнездом для наземной подставной опоры.

ХВОСТОВОЙ ОБТЕКАТЕЛЬ

Заканчивается хвостовая часть фюзеляжа хвостовым обтекателем со съемной законцовкой, плавно переходящей в киль.

Конструкция обтекателя состоит из наружной и внутренней обшивок с набором диафрагм и включает узлы крепления форсажной камеры.

Наружная обшивка обтекателя приклепана к фюзеляжу по шпангоуту № 30.

3. ФОНАРЬ КАБИНЫ

Фонарь кабины летчика (фиг. 15) состоит из двух частей: козырька и подвижной части. Фонарь обеспечивает летчику обзор во все стороны.

Подвижная часть фонаря сдвигается назад по трем рельсам — двум боковым и одному заднему. Боковые рельсы прикреплены к верхней панели фюзеляжа внутри кабины с левого и правого бортов. Задний рельс закреплен на верхней панели фюзеляжа между шпангоутами № 9 и 11.

Фонарь кабины имеет одинарное остекление и переднее плоское бронестекло. По сравнению с фонарем серийного самолета МиГ-17 фонарь самолета МиГ-17ПФ отличается более обтекаемой удлиненной формой, так как у него развит вперед козырек. На подвижной части фонаря установлены перископ ТС-27АМ и лучевая антенна АРК-5. Козырек фонаря снабжен жидкостным противообледенителем.

КОЗЫРЕК

Козырек фонаря состоит из штампованной дюралюминовой обечайки, приклепанной к обшивке фюзеляжа. Обечайка имеет четыре выреза: передний,

закрываемый стеклом броневого блока, два боковых и один верхний, закрываемые индивидуальными органическими стеклами.

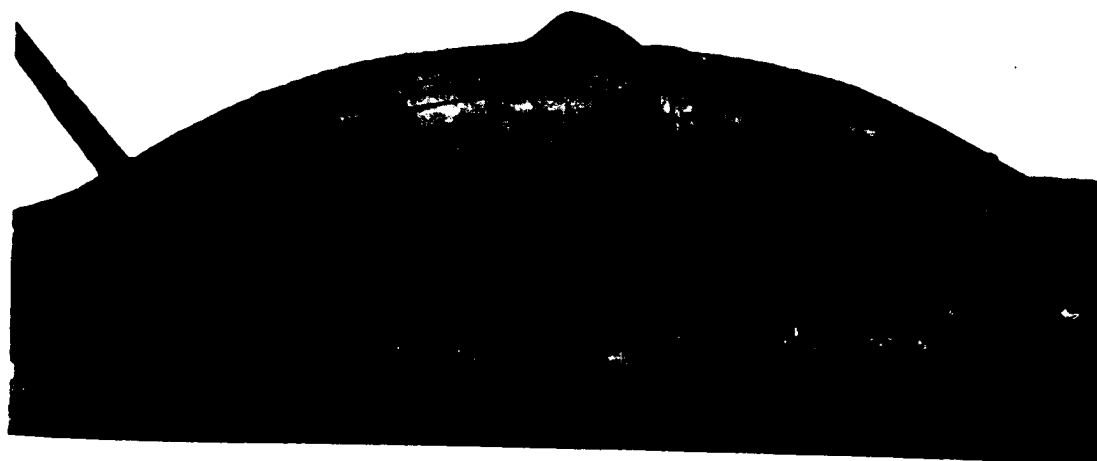
Броневого блок прижимается к обечайке винтами. Боковые стекла козырька закреплены болтами между обечайкой и прижимными внутренними планками. Между стеклами и обечайками и прижимными планками по площади соприкосновения проложены герметизирующие уплотняющие прокладки.

Задняя дуга козырька выполнена в виде С-образного профиля. В образованный желоб вклеивается резиновый шланг герметизации фонаря.

ПЕРЕДНЕЕ БРОНЕСТЕКЛО

Переднее бронестекло представляет собой блок из склеенных между собой стекол: силикатных и органического.

Блок заключен в металлическую стальную рамку. Под отбортовку рамки вклепана дюралюминовая фрезерованная рамка с гнездами под плавающие гайки, которыми блок крепится к обечайке козырька. Между поверхностью стекол и рамкой проложены прокладки, обеспечивающие герметизацию блока.



Фиг. 15. Фонарь кабины (вид сбоку)

СДВИЖНАЯ ЧАСТЬ ФОНАРЯ

Сдвижная часть фонаря состоит из наружного и внутреннего каркасов с одинарным органическим стеклом толщиной 14 мм, зажатым между ними. Стекло выполнено неразрезным (цельным) от передней дуги до задней кромки хвостового обтекателя. На сдвижной части фонаря в органическом стекле имеется вырез под перископ.

Все соединения, как и вся поверхность прилегания стекла к каркасам, загерметизированы тиоколом и резиновыми прокладками.

Для соединения с рельсами на фюзеляже сдвижная часть фонаря имеет три узла с роликами. Узлы связаны с каркасом болтами.

Боковые профили наружного каркаса (в зоне шпангоута № 9) соединены между собой стальной сварной балкой, на которой укреплена регулируемая по длине и высоте задняя каретка с роликами. В хвостовой части фонаря балка и расположенная на ней часть каркаса соединены между собой штампованной дуралюминовой герметичной панелью.

Снаружи на стекле в плоскости расположения балки уложена стяжная лента, которая внизу крепится под болты, связывающие балку с каркасом. Между лентой и стеклом проложен резиновый профиль.

С внутренней стороны на передних узлах роликов расположены ручки для сдвигания сдвижной части фонаря и крючки для стопорения ее в закрытом состоянии (аналогично узлам фонаря самолета МиГ-17). Снаружи на левой стороне сдвижной части установлена ручка наружного открывания, которая лежит в специальном гнезде и удерживается кнопкой.

Для предохранения от запотевания стекла фонаря обдуваются воздухом, подаваемым от двигателя по трубопроводу к коллектору, закрепленному на фонаре. Для предохранения стекла от перегрева при обдуве горячим воздухом между коллектором обдува фонаря и стеклами установлены теплоизолирующие прокладки. На стекле створки со стороны кабины наклеены лучи антенны АРК-5.

АВАРИЙНОЕ СБРАСЫВАНИЕ ФОНАРЯ

Аварийное сбрасывание фонаря (фиг. 16) может быть осуществлено только из переднего положения, независимо от того, загерметизирована кабина или нет. Управление аварийным сбрасыванием фонаря — механическое.

Сбрасывание фонаря осуществляется движением от себя правой или левой ручек, расположенных на поручнях сиденья. Механизм сбрасывания фонаря состоит из жестких тяги и качалок, закрепленных на фюзеляже, и замков аварийного сбрасывания фонаря. Механизм сбрасывания фонаря не отличается от соответствующего механизма самолетов МиГ-15бис и МиГ-17.

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ФОНАРЯ

На самолете установлен жидкостный противообледенитель (фиг. 17), предназначенный для предохранения поверхности стекол фонаря от внешнего обледенения.

В качестве противообледенительной жидкости применен этиловый спирт-ректификат. Попадая на ледяную пленку, спирт образует жидкий раствор-смесь: спирт плюс вода с достаточно низкой температурой замерзания. Этот раствор сдувается с поверхности стекол фонаря набегающим потоком воздуха. Спирт хранится в бачке емкостью 3 л.

Обрызгивание поверхности стекол происходит из коллектора, закрепленного на козырьке. В коллекторе параллельно поверхности стекол имеются отверстия диаметром 0,5 мм.

Из бачка к коллектору спирт подается путем вытеснения сжатым воздухом, для чего смонтирована специальная система. Подача воздуха производится через электропневмоклапан ЭК-48 и редуктор РВ-3 при нажатии на электрокнопку 5К, установленную на левом пульте. После выключения ЭК-48 воздух, оставшийся в бачке, проходит через шунтовой обратный клапан и стравливается через ЭК-48 в атмосферу.

На магистрали от бака к коллектору расположен обратный клапан, отсекающий бак от открытого коллектора.

Запаса спирта в бачке достаточно для 10—18-кратного применения продолжительностью по 2—3 сек. Эффект действия спирта на ледяную пленку наступает через 15—20 сек.

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ФОНАРЯ ПРИ УЛУЧШЕННОМ РАЗМЕЩЕНИИ СТАНЦИИ РП-1

На самолетах с улучшенным размещением станции РП-1 произведены некоторые изменения в размещении противообледенительной системы фонаря (фиг. 18).

Спиртовой бачок емкостью 3 л, выполненный в виде двух сообщающихся баллонов, установлен на левом борту самолета в переднем обтекателе фюзеляжа. Подходы к нему обеспечиваются через лючки во внутренней и наружной обшивках переднего обтекателя. В связи с новым расположением бачка изменились воздушная и спиртовая проводки противообледенительной системы и их монтаж на самолете.

ПЕРИСКОП ТС-27АМ

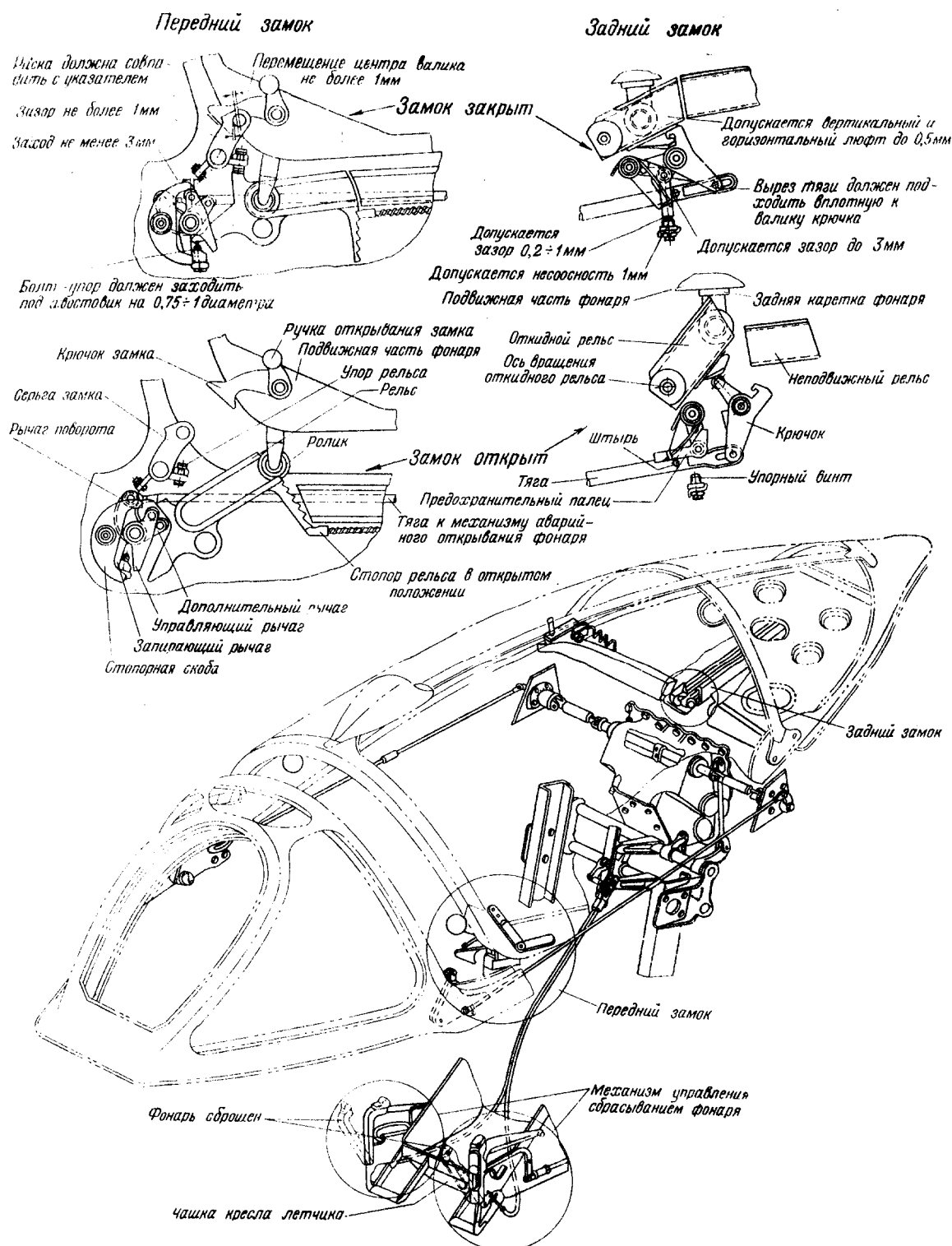
Перископическое устройство ТС-27АМ, установленное на фонаре самолета, служит для улучшения обзора в задней полусфере.

Перископическое устройство ТС-27АМ (фиг. 19) представляет собой оптическую отражательную призму с отражающей гранью, покрытой слоем алюминия; призма заключена в металлический корпус и установлена сверху впереди на сдвижной части фонаря кабины.

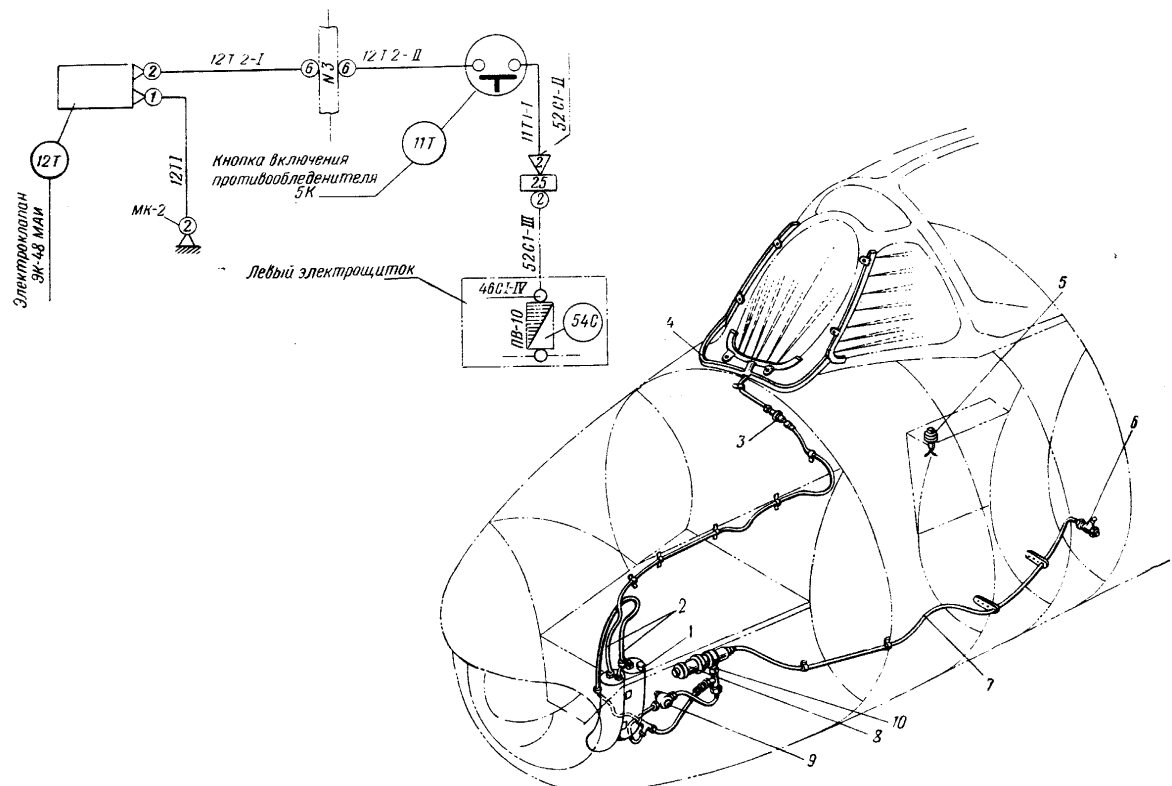
Размеры призмы обеспечивают поле зрения при среднем положении головы летчика по вертикали вверх — вниз 20° и по горизонту в стороны $20 \div 25^\circ$.

За счет перемещения головы и туловища летчика, допускаемых габаритами кабины, поле обзора увеличивается по вертикали до 60° и по горизонту до 80° .

Перед входной и выходной оптическими гранями призмы в корпусе установлены кварцевые пласти-

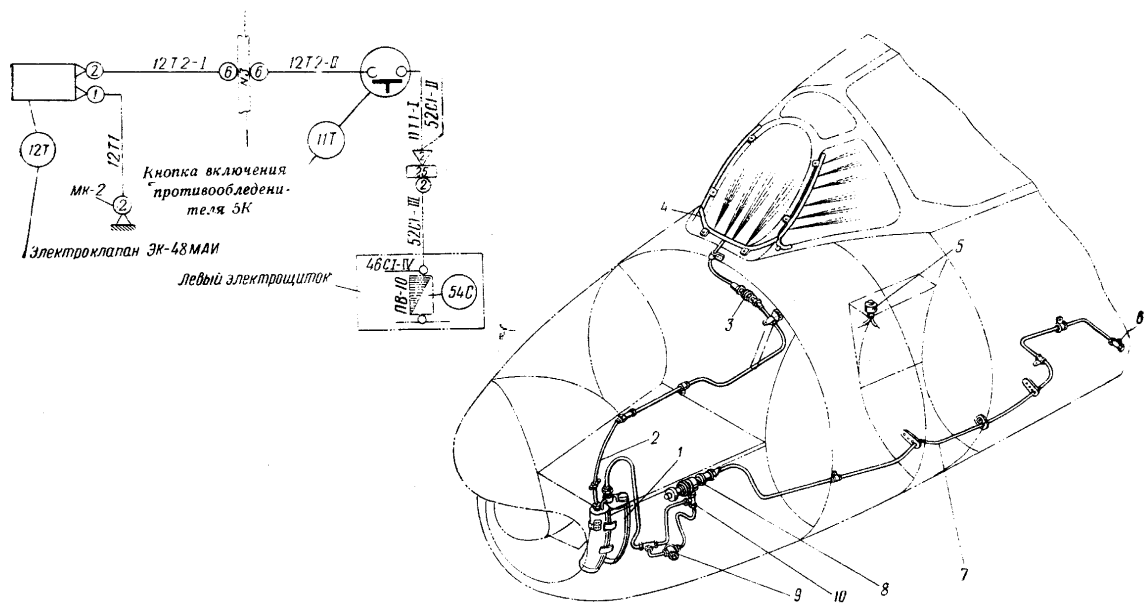


Фиг. 16. Система аварийного сбрасывания фонаря.



Фиг. 17. Система жидкостного противообледенителя.

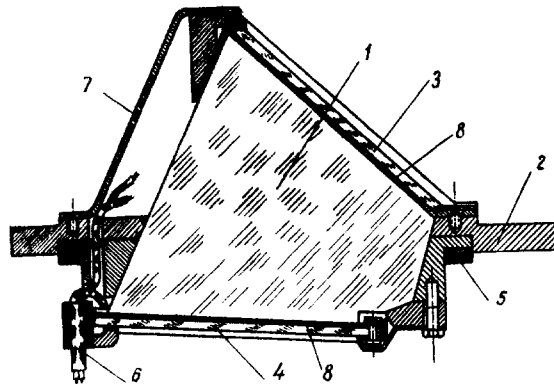
1—бак; 2—трубка 8×6; 3—обратный клапан; 4—коллектор; 5—кнопка включения противообледенителя (левый пульт);
6—тройник; 7—трубка 6×4; 8—электронагреватель ЭК-48 МАИ; 9—редуктор РВ-3; 10—тройник с обратным клапаном



Фиг. 18. Система противообледенителя фонаря при улучшенном размещении станции РП-1.
 1—бачок; 2—трубка 8×6; 3—обратный клапан; 4—коллектор; 5—кнопка включения противообледенения (левый пульт);
 6—тройник; 7—трубка 6×4; 8—электроклапан ЭК-48 МАИ; 9—РВ-3; 10—тройник с обратным клапаном.

ны, служащие защитными стеклами. Перископ снабжен электрообогревом как входной, так и выходной оптических поверхностей.

Электрообогревательный элемент выполнен в виде тонкого электропроводящего прозрачного слоя, нанесенного по всей плоскости защитных стекол.



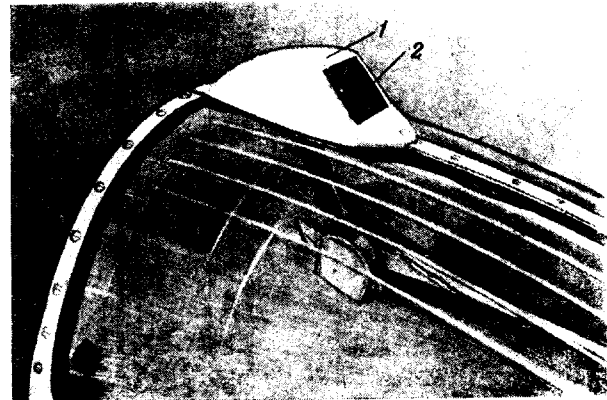
Фиг. 19. Перископ ТС-27АМ.

1—призма; 2—корпус перископа; 3—кварцевое стекло со стороны входной оптической поверхности; 4—кварцевое стекло со стороны выходной оптической поверхности; 5—герметизирующая резиновая прокладка; 6—электропровод; 7—крышка корпуса перископа; 8—электрообогревательный слой.

Электропроводящий слой обладает электронной проводимостью и имеет постоянное по времени значение сопротивления. Электропроводность слоя практически постоянна при температурах от -50 до $+100^{\circ}\text{C}$. Оба электропроводящих слоя включены

параллельно в электросеть самолета. Потребляемая мощность обогревательного устройства 21–27 в.

Перископ на самолете сверху закрыт обтекателем (фиг. 20). Установка перископа не нарушает герметичности фонаря.

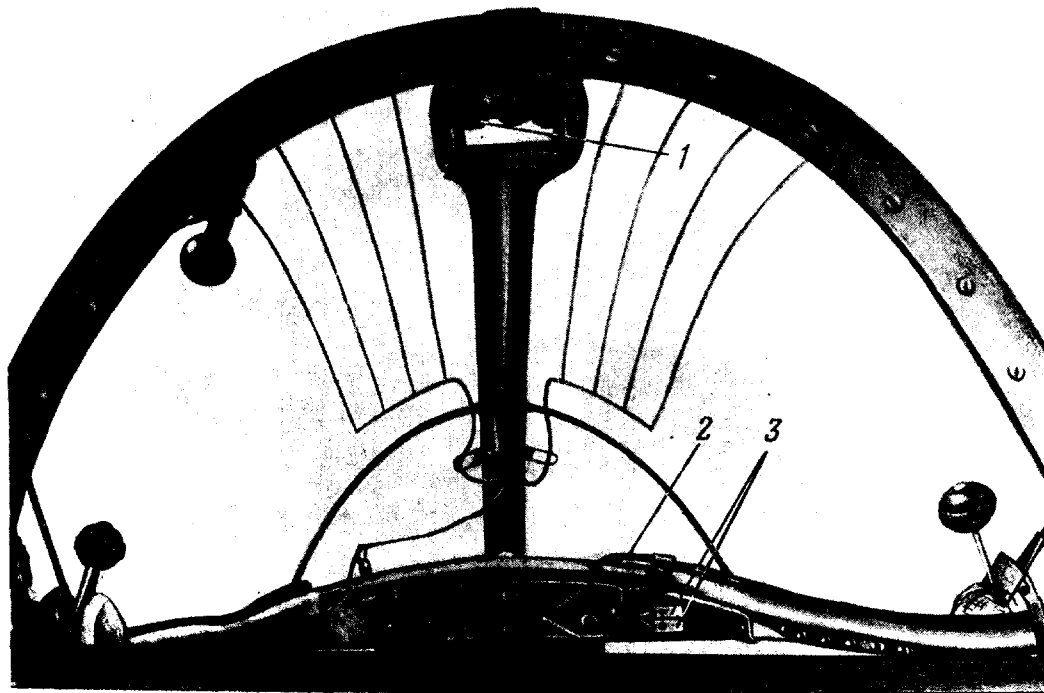


Фиг. 20. Вид на перископ снаружи.

1—обтекатель перископа; 2—входная поверхность призмы

УСТАНОВКА ПЕРИСКОПА ТС-27АМ

Перископическое устройство ТС-27АМ установлено на сдвигной части фонаря (см. фиг. 20). Сдвигная часть имеет вырез в органическом стекле под перископ. С внутренней стороны вырез окантован накладкой из органического стекла, прикрепленной к стеклу сдвигной части фонаря клеем ВИАМ Ф9.



Фиг. 21. Вид на перископ изнутри кабины.

1—выходная поверхность; 2—проводка; 3—контактные колодки

С наружной стороны установлен выравнивающий стальной фланец, приваренный к верхней ленте; на фланце через герметизирующую резиновую прокладку укреплен перископ.

Перископ укреплен четырьмя равномерно затянутыми болтами диаметром 6 мм, которые проходят через отверстие диаметром 10 мм в органическом стекле. Зазоры между болтами и стенками отверстий в стекле заполнены уплотнительной замазкой. Снаружи спереди перископ закрыт обтекателем, прикрепленным двумя винтами к корпусу перископа и двумя болтами к каркасу фонаря. Проводка электрообогрева перископа заключена в резиновый

шланг, который крепится к левому внутреннему борту подвижной створки на скобках и заканчивается на контактных колодках (фиг. 21). Включение проводки обогрева в сеть возможно только при закрытом фонаре.

Система электрообогрева питается от плюсовой клеммы автомата защиты сети «ПВД-часы». Система электрообогрева имеет собственный АЗС-5, установленный на подфонарной панели справа перед шпангоутом № 5. АЗС-5 служит для включения и выключения системы обогрева и для предохранения ее от недопустимо большого тока.

ГЛАВА II

КРЫЛО

Крыло самолета — свободнонесущее, стреловидной формы в плане, состоит из двух консолей с разъемом у бортов фюзеляжа.

Установочный угол крыла на фюзеляже $+1^\circ$. Поперечное V отрицательное, равно -3° . Угол стреловидности крыла по линии фокусов 45° .

Крыло — цельнометаллической конструкции с работающей обшивкой. На каждой консоли установ-

лен щиток-закрылок, сдвигающийся назад при открытии, и элерон с внутренней аэродинамической компенсацией.

На верхней обшивке крыла имеется три гребня, параллельных оси самолета. Между нервюрами № 22 и 23 установлены противофлаттерные грузы. Крыло самолета МиГ-17ПФ полностью аналогично крылу самолета МиГ-17.

1. КОНСТРУКЦИЯ КРЫЛА

Крыло состоит из каркаса, обшивки и узлов. Каркас крыла (фиг. 22) состоит из продольного и поперечного наборов.

Продольный набор составляют: передний лонжерон, главная балка, задний стрингер и стрингеры уголкового сечения.

Передний лонжерон представляет собой дуралюминовую клепаную балку переменного двутаврового сечения в средней части и переменного швеллерного сечения в корневой и концевой частях. До соприкосновения с главной балкой лонжерон является элементом, воспринимающим основную нагрузку от вертикальных сил.

Главная балка, воспринимающая нагрузку от вертикальных сил, представляет собой цельноштампованную балку из стали С30ХГСНА переменного двутаврового сечения. Задний стрингер представляет собой стенку из материала В-95 с двумя уголками, приклепанными к ней.

Поперечный набор составляют 25 нервюр и две вспомогательные балки: продольная и поперечная. Нервюры № 9, 11, 16, 20 и 24 усиленные. Боль-

шинство нервюр разрезные дуралюминовые, каждая нервюра состоит из носка, средней части и хвостовой части.

Продольная балка от переднего лонжерона до главной балки — цельноштампованная из материала В-95, от главной балки до заднего стрингера — клепаной конструкции и состоит из стенки из материала В-95, профилей и верхней и нижней лент из стали С30ХГСА.

Поперечная балка — дуралюминовая клепаной конструкции. Стенки продольной, главной и поперечной балок и вырез в обшивке между ними образуют нишу шасси, открытую с нижней поверхности.

Обшивка крыла изготовлена из листового дуралюмина Д16АТВ толщиной от 3,5 мм внизу у разьема крыла до 1,5 мм на конце крыла. Для увеличения жесткости крыла под верхнюю обшивку в зоне нервюр № 9 и 19 приклепаны фестоны из дуралюмина Д16 толщиной 2–2,5 мм. На верхней и нижней обшивках имеются эксплуатационные люки для подхода к соединениям управления элеронами, щитками-закрылками, к узлам топливопровода, электропроводки и узлу шасси.

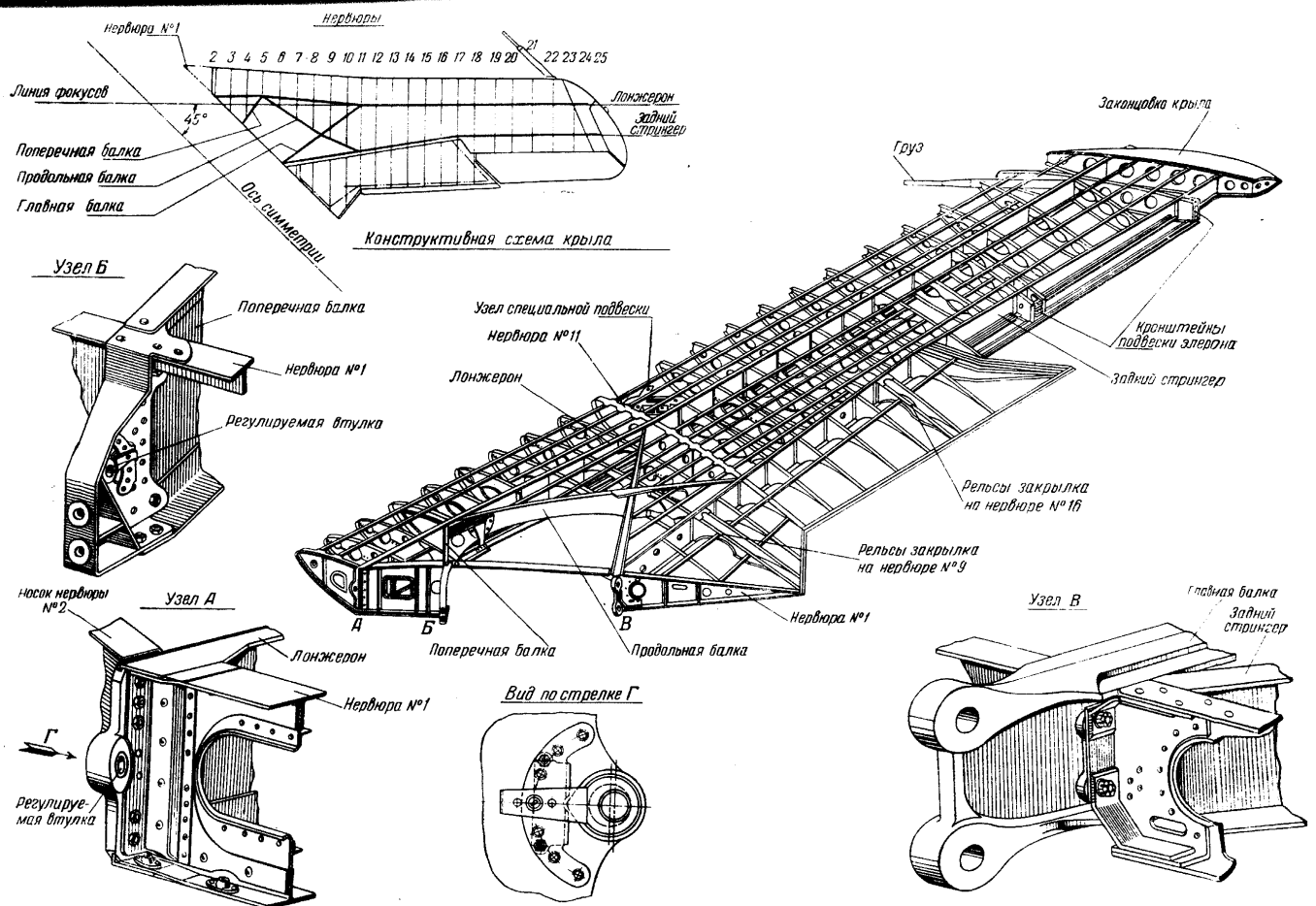
2. ЩИТОК-ЗАКРЫЛОК

Щиток-закрылок — дуралюминовый клепаной конструкции, расположен между нервюрами № 1 и 17 крыла.

Щиток-закрылок состоит из двух лонжеронов швеллерного сечения, нервюр Z-образного сечения, внешней и внутренней обшивки. На переднем лонжероне имеются два кронштейна крепления щитка-закрылка к кареткам механизма выпуска и два узла соединения с тягами управления. На заднем лонжероне установлено два узла соединения с замками

подвески щитка-закрылка в закрытом положении.

Механизм выпуска щитков-закрылков установлен на хвостиках нервюр № 9 и 16 крыла и узлах заднего стрингера и представляет собой два С-образных хромансильевых рельса, согнутых по радиусу. В рельс введена подвижная каретка. В заднем конце рельса установлен замок подвески щитка-закрылка. Выпуск закрылков осуществляется силовым гидравлическим цилиндром. Закрылки связаны тросовой системой синхронизации отклонения.



Фиг. 22. Каркас крыла.

3. ЭЛЕРОН

Элерон с внутренней аэродинамической компенсацией расположен между щитком-закрытком и концевым обтекателем крыла. Элерон — клепаной конструкции, состоит из лонжерона, нервюр, концевого профиля и дуралюминовой обшивки. Элерон подвешен к крылу на двух штампованных сергах в сварных стальных узлах, вклепанных внутрь лонжерона элерона.

Передняя кромка элерона в средней части имеет выступ, представляющий собой лист обшивки, укрепленный диафрагмами. Этот выступ служит для соз-

дания внутренней аэродинамической компенсации. По кромке выступа размещен балансирующий груз элерона, который крепит капроновую ткань для герметизации. Другая кромка ткани закреплена на диафрагмах и заднем стрингере крыла.

На левом элероне установлен триммер, управляемый электромеханизмом УТ-6Д. В систему управления элероном введен гидроусилитель БУ-1У, установленный на переднем лонжероне между нервюрами № 1 и поперечной балкой на правом крыле.

4. УЗЛЫ КРЫЛА

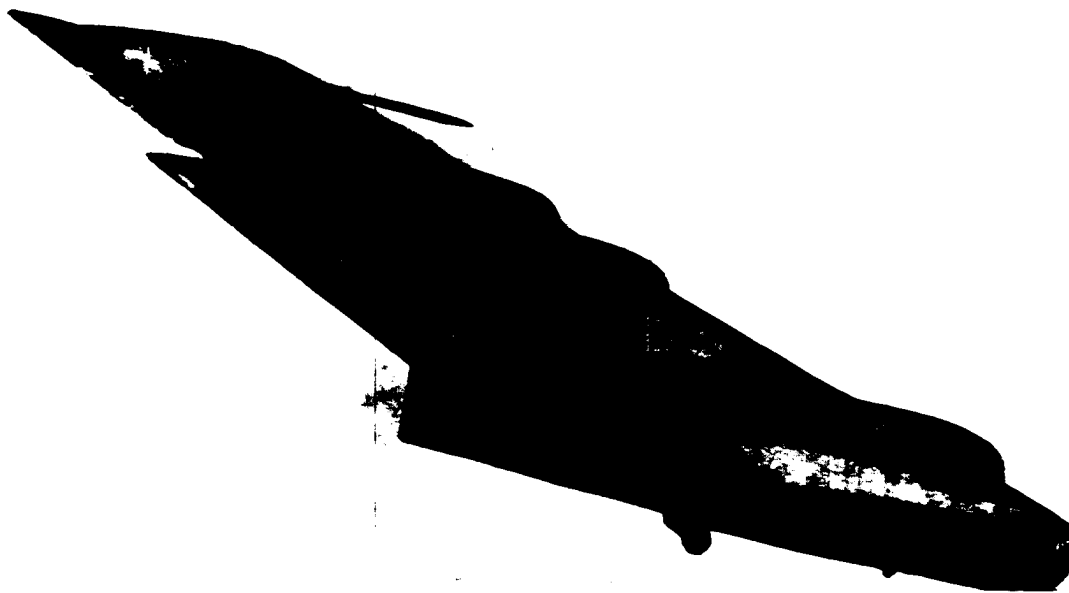
Каждая консоль крыла имеет три узла крепления к фюзеляжу: на лонжероне штампованный узел из материала В-95, на поперечной балке сварной узел из стали С30ХГСА и на главной балке ушки крепления к фюзеляжу, составляющие одно целое с балкой (фиг. 23).

Для доводки поперечной балансировки самолета в процессе летно-сдаточных испытаний и эксплуатации в конструкцию стыковых узлов переднего лонжерона и поперечной балки введены регулировочные эксцентриковые втулки.

На главной балке и на переднем лонжероне крыла установлены узлы крепления оси основной стойки шасси. На продольной балке установлен стальной узел крепления подъемника шасси.

Между носками нервюр № 11 и 13 установлен мост подвески бомб или баков, который состоит из магниевого литого узла, дуралюминовых диафрагм и фестонов толщиной 2—2,5 мм.

Рельсы механизмов щитков-закрытков крепятся к хвостикам нервюр № 9 и 16 и к заднему стрингеру крыла. Узлы крепления элерона установлены в хвостиках нервюр № 20 и 24 крыла.



Фиг. 23. Вид на крыло со стороны стыковых узлов.

5. ОБОРУДОВАНИЕ КРЫЛА

На переднем лонжероне правого крыла между нервюрами № 2 и 5 установлен гидроусилитель БУ-1У управления элеронами. На левом крыле между передним лонжероном и поперечной балкой установлена выдвижная посадочная фара. На заднем стрингере между нервюрами № 13 и 14 установлен концевой выключатель выпущенного положения щитков-закрытков (только на правом крыле). На правом противофлаттерном грузе (между нер-

вюрами № 22 и 23) установлен приемник ПВД, а на левом — макет приемника (веса приемника и макета учтены как противофлаттерные грузы).

На концевых обтекателях крыльев установлены бортовые аэронавигационные огни. В крыле проложена электропроводка, тяги управления элеронами и щитками-закрытками и установлена механическая сигнализация выпущенного и убранного положения шасси и щитков-закрытков.

ГЛАВА III

ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

Хвостовое оперение самолета — свободонесущее, стреловидной формы. Угол стреловидности горизонтального оперения 45° , вертикального $55^\circ 41'$. Профиль вертикального и горизонтального оперений — симметричный. Горизонтальное оперение размещено на вертикальном. Угол установки стабилизатора регулируется на земле от $+2^\circ$ до -3° .

Хвостовое оперение самолета аналогично оперению самолета МиГ-17, за исключением нижнего ки-

ля. Нижний киль отличается от нижнего киля самолета МиГ-17 контуром нижней части и положением (поднят на 60 мм) нижнего кронштейна навески руля поворота. В связи с изменением габаритов хвостовой части фюзеляжа приподнялась вверх линия среза киля под фюзеляж. В киле расположены: аккумулятор 12САМ-28, ракетница, агрегаты ДГМК-3, преобразователь ПАГ-1ФП.

1. ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Вертикальное оперение состоит из киля и руля поворота. Вертикальное оперение разделено горизонтальным оперением на нижнюю и верхнюю части.

Верхний киль — съемный, отстыковка производится всякий раз, когда требуется снять горизонтальное оперение.

Нижний киль жестко соединен с хвостовой частью фюзеляжа тремя болтовыми соединениями по шпангоутам № 25, 27 и наклонному шпангоуту. Нижний профиль киля соединен с подкилевой жесткостью фюзеляжа заклепками. Переход с фюзеляжа на киль выполнен несъемным зализом.

НИЖНИЙ КИЛЬ

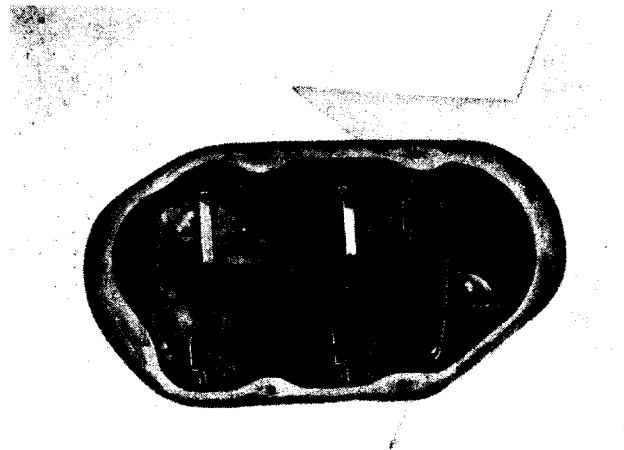
Конструкция нижнего киля однолонжеронного типа. Каркас киля состоит из переднего стрингера, лонжерона, набора стрингеров и нервюр и задней стенки с желобом.

Нервюры нижнего киля перпендикулярны оси лонжерона. Лонжерон киля является основным силовым элементом и представляет собой балку с полками постоянного сечения по длине. Нижняя часть лонжерона крепится болтами диаметром 10 и 12 мм к наклонной раме фюзеляжа. К верхнему концу лонжерона прикреплены хромансильевые узлы (левый и правый) для крепления задних узлов верхнего киля и стабилизатора и кронштейна руля поворота.

Киль имеет 12 нервюр из Д16 толщиной 1—1,5 мм. Стрингерный набор выполнен из прессованных профилей ПР-102-7, часть профилей сдвоена. Обшивка киля состоит из носка и двух боковых об-

шивок толщиной 1,2 мм с вырезами под люки подхода к оборудованию и тягам управления, проходящим в нижнем киле.

Люк под оборудование установлен на левой стороне киля. Место у выреза под люк (установки 12САМ-28) усилено на правой стороне гофрированной жесткостью, а на левой — окантовкой из Д16-Л2, которые проклепаны с обшивкой, полкой лонжерона и со стрингерами (фиг. 24). Кроме того, установлена продольная стенка (между нервюрами № 5 и 8), прикрепленная к стрингерам.



Фиг. 24. Установка аккумулятора 12САМ-28 в киле

Верхняя кромка обшивки заканчивается на верхней панели киль, которая представляет собой диафрагму из Д16-Т15. На верхней панели в передней части закреплены узлы для переднего крепления верхнего киль и стабилизатора.

ВЕРХНИЙ КИЛЬ

Каркас верхнего киль состоит из лонжерона, переднего стрингера и четырех нервюр. Нервюры расположены горизонтально по полету. На нижнем конце стрингера крепится хроманселевый узел переднего крепления киль. Лонжерон состоит из дуралюминовой стенки, профилей и стальной накладке в зоне стыкового узла. Нервюра № 1—усиленная, остальные — легкие, штампованные из листового дуралюмина.

Обшивка состоит из четырех частей: носка, законцовки и двух боковин.

РУЛЬ ПОВОРОТА

Руль поворота состоит из двух частей, связанных между собой соединительной тягой с карданом. Каждая половина руля состоит из лонжерона, набора нервюр, концевой стрингера и дуралюминовой обшивки. Нижняя половина подвешена к киль на двух кронштейнах, а верхняя на одном.

Руль поворота имеет аэродинамическую осевую компенсацию и весовую балансировку за счет двух сосредоточенных грузов. Верхний груз (обтекаемой формы в виде рога) заходит в вырез на законцовке киль. Нижний груз (плоской формы) прикреплен к узлу нижнего руля поворота и помещен внутри хвостового обтекателя фюзеляжа.

Концевой стрингер руля имеет нож, который используется для балансировки путевой устойчивости самолета при летных испытаниях.

2. ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Горизонтальное оперение состоит из стабилизатора и руля высоты.

СТАБИЛИЗАТОР

Стабилизатор конструктивно выполнен из двух симметричных частей, жестко связанных по оси самолета. Конструкция стабилизатора однолонжеронного типа. Каркас включает лонжерон, набор стрингеров и нервюр, силовую осевую нервюру и задний стрингер. Обшивка состоит из двух листов: верхнего и нижнего.

Лонжерон стальной из С30ХГСА, состыкован из двух частей при помощи стальных заклепок. Лонжероны правой и левой половин стабилизатора связаны стальным фрезерованным узлом (термически обработанным до $\sigma_{\text{ср}} = 120 \text{ кг/мм}^2$) с помощью вильчатых болтов. Вильчатые болты являются, кроме того, элементом узла навески стабилизатора на нижний киль.

Бортовые нервюры разделены лонжероном на переднюю и хвостовую части. Носки бортовых нервюр связаны стальным узлом, служащим передним уз-

лом крепления стабилизатора к киль. Обе части бортовой нервюры присоединены к лонжерону с помощью стальных накладок и сварных обоем.

Задний стрингер выполнен из дуралюминовой профиля С-образного сечения. К нему прикреплены узлы навески руля высоты, по три на каждую сторону стабилизатора.

РУЛЬ ВЫСОТЫ

Руль высоты состоит из двух несвязанных между собой частей (правой и левой), управляемых двумя тягами. Каркас руля состоит из швеллерного лонжерона из Д16-Т15, обшивки, концевой стрингера и набора нервюр. Каждая половина руля подвешена в трех точках на разъемных узлах с шарикоподшипниками.

Руль имеет осевую аэродинамическую компенсацию благодаря удлинению носка руля и весовой балансировке. Весовая балансировка выполнена с помощью стальных сосредоточенных грузов, установленных на обеих половинах руля. Левая половина руля высоты снабжена управляемым триммером.

ГЛАВА IV

ШАССИ И ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

1. ШАССИ

Шасси самолета МиГ-17ПФ -- трехколесное с передней стойкой.

Основные стойки имеют рычажную подвеску колес с выносными амортизаторами. Колеса КТ-28 имеют двусторонние камерные тормоза. Стойка переднего колеса имеет рычажную подвеску колеса, амортизатор, размещенный в стойке, и внутренний механизм разворота в нейтральное положение. Колесо не тормозное.

Шасси снабжено тремя видами сигнализации:

- 1) механической наружной, предназначенной для экипажа;
- 2) световой сигнализацией внутри кабины на приборной доске;
- 3) внешней световой -- для наблюдения за выкатом шасси с земли.

Шасси самолета МиГ-17ПФ отличается от шасси более выпущенных самолетов МиГ-17 установкой более на основных стойках, конструкцией и размещением передней стойки.

ПЕРЕДНЯЯ СТОЙКА ШАССИ

Передняя стойка шасси (фиг. 25, 26 и 27) установлена в нише переднего отсека фюзеляжа и имеет узлы крепления на шпангоутах № 4 и 5А.

Установка передней стойки шасси состоит из амортизационной стойки с поворотной муфтой и внутренним ориентиром, гасителя колебаний, вилки с колесом, цилиндра уборки (подъемника), замка убранного положения стойки шасси и щитков, закрывающих нишу колеса в убранном положении.

В выпущенном положении стойка своей верхней частью упирается в перемычку на шпангоуте № 4, расположенную выше оси вращения стойки. Перемычка удерживает стойку от поворота назад при воздействии сил, возникающих на колесе стойки, воспринимая вместе с осью стойки эти силы.

От поворота вперед и самопроизвольной уборки передняя стойка удерживается подъемником, который работает только на сжатие, как жесткий стержень. Это обеспечивается шариковым замком, находящимся в цилиндре уборки, и гидрозамком, запирающим гидросмесь в цилиндре уборки.

Имеется механическая и электросветовая сигна-

лизация положения передней стойки шасси, как и на серийном самолете МиГ-17.

Имеется аварийная система выпуска передней стойки сжатым воздухом. Эта система имеет автономное управление, независимое от системы выпуска основных стоек шасси (в отличие от аварийного управления на самолете МиГ-17).

Основной материал передней стойки -- сталь С30ХГСА, термообработанная до $\sigma_b = 130 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$ и сталь С30ХГСНА с $\sigma_b = 140 \pm 160 \text{ кг/мм}^2$.

Амортизатор стойки -- масляно-воздушного типа с начальным давлением $25 \pm 1 \text{ кг/см}^2$, торможение перетекания смеси осуществляется частично при прямом и главным образом при обратном ходе штока, что обеспечивает плавную работу амортизации при посадке самолета.

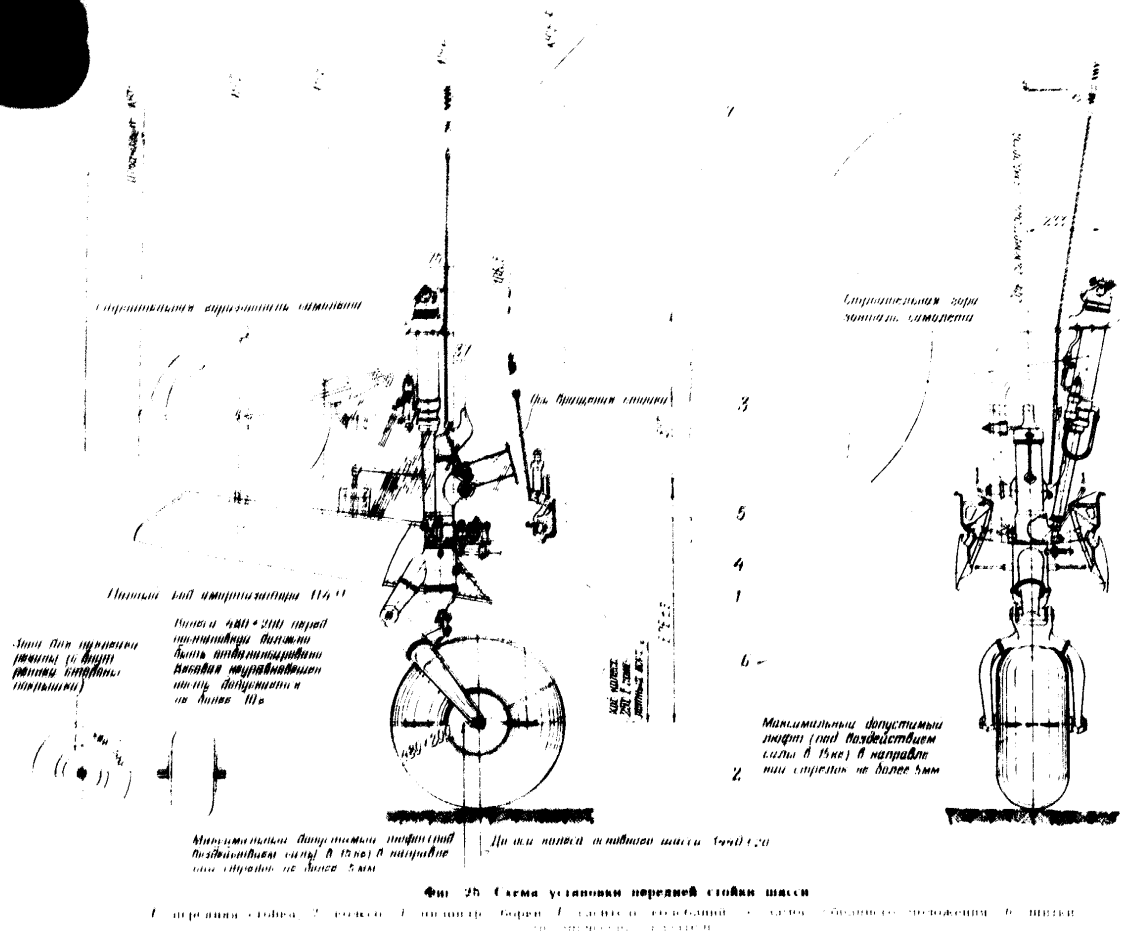
Особенностью в установке передней стойки по сравнению с установкой на серийном самолете МиГ-17 является смещение оси навески стойки шасси и перемычки вниз на 30 мм и несколько измененная конструкция узлов крепления и навески передней стойки и подъемника.

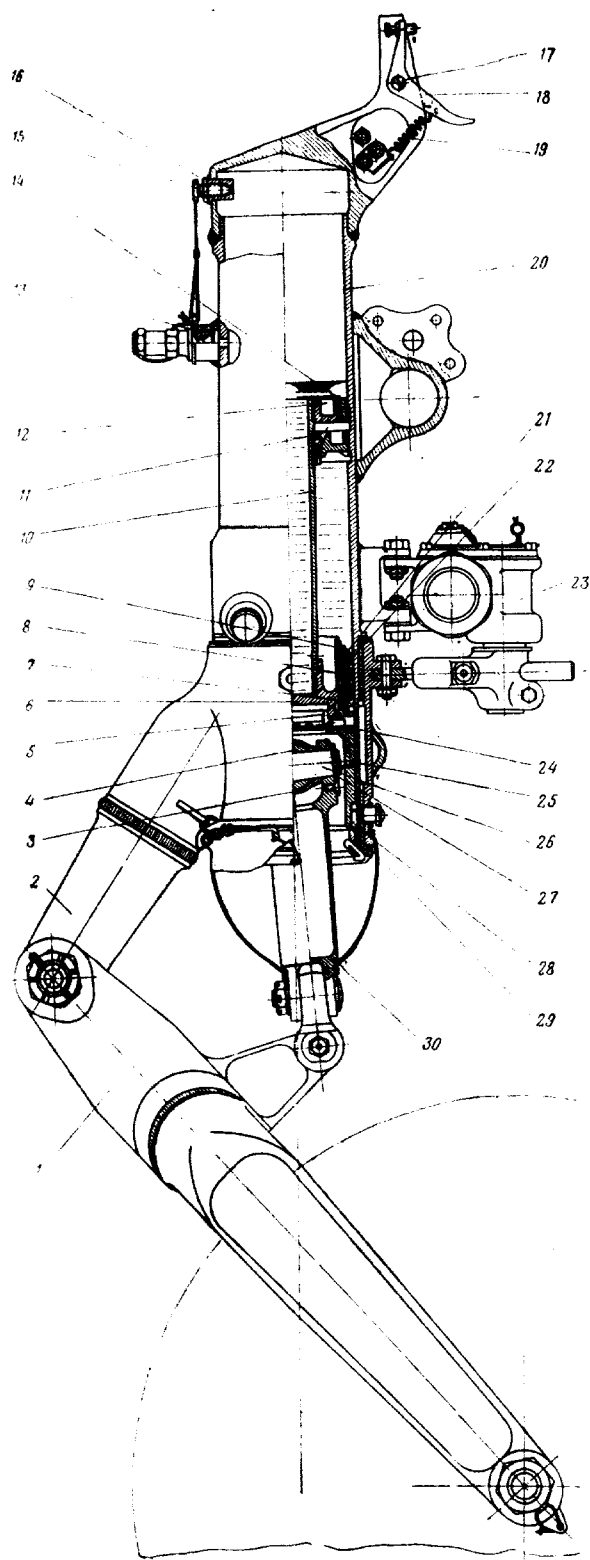
ОСНОВНЫЕ СТОЙКИ ШАССИ

Основные стойки шасси (фиг. 28, 29 и 30) установлены на крыльях на специальных узлах, закрепленных между лонжеронами и главной балкой (у нервюры № 10).

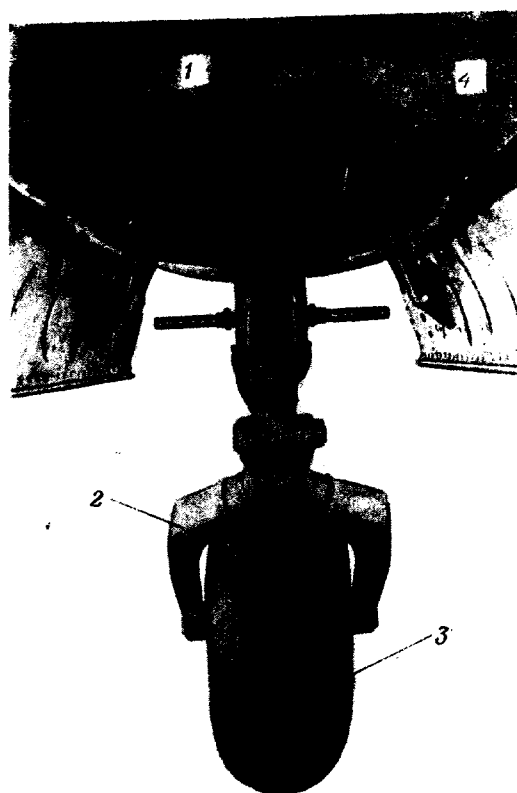
Стойки убираются подъемником в крыло по направлению к фюзеляжу. В убранном положении стойки удерживаются замками подвески, установленными в крыле. Вырезы в крыле под основные стойки закрываются щитками. Каждый щиток основного шасси состоит из трех частей. Крыльевой щиток колеса закреплен на крыле и управляется гидроцилиндром. Средний щиток стойки закреплен неподвижно на стойке. Малый крыльевой щиток закреплен шарнирно на крыле и связан тягой со стойкой шасси.

В выпущенном положении основные стойки удерживаются цилиндрами уборки, выполняющими роль силовых подкосов. Подвеска колеса к стойке -- рычажная с выносным амортизатором, работающим на сжатие.





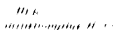
Фиг. 26. Конструкция передней стойки шасси.



Фиг. 27. Передняя стойка шасси.

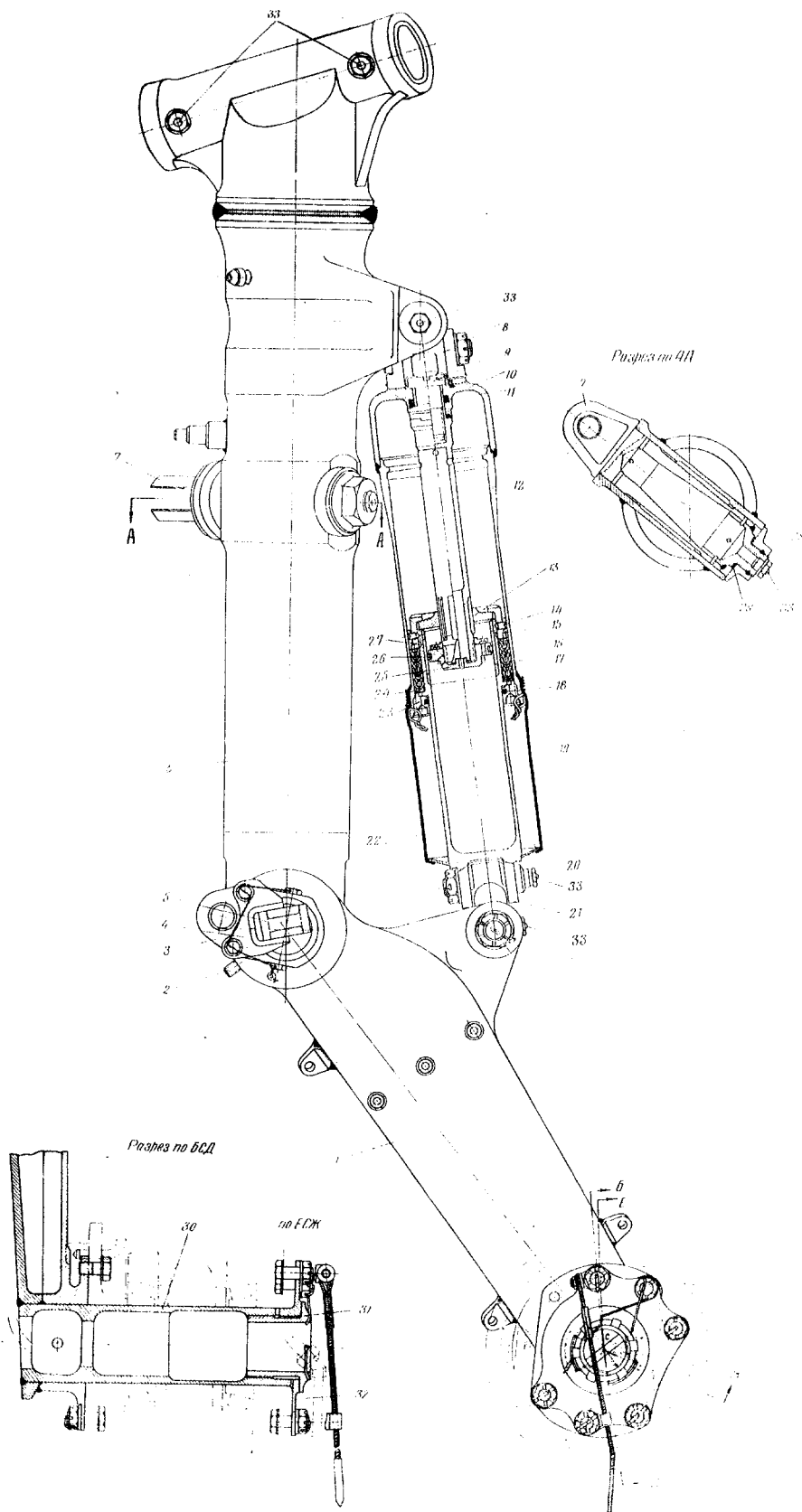
1—амортизационная стойка; 2—вилка; 3— колесо,
4—подъемник.

- 1—вилка;
- 2—нижний узел;
- 3—втулка;
- 4—палец;
- 5—стопор с пружинным кольцом;
- 6—поршень;
- 7—гайка;
- 8—кольцо;
- 9—шайба;
- 10—стакан;
- 11—клапан;
- 12—гайка;
- 13—шайба;
- 14—букса;
- 15—болт;
- 16—гайка;
- 17—болт;
- 18—качалка;
- 19—пружина;
- 20—верхний стакан;
- 21—кольцо;
- 22—манжеты;
- 23—гаситель колебаний;
- 24—шайба;
- 25—кулак верхний;
- 26—болт;
- 27—шайба;
- 28—штифт;
- 29—кулак;
- 30—шатун.



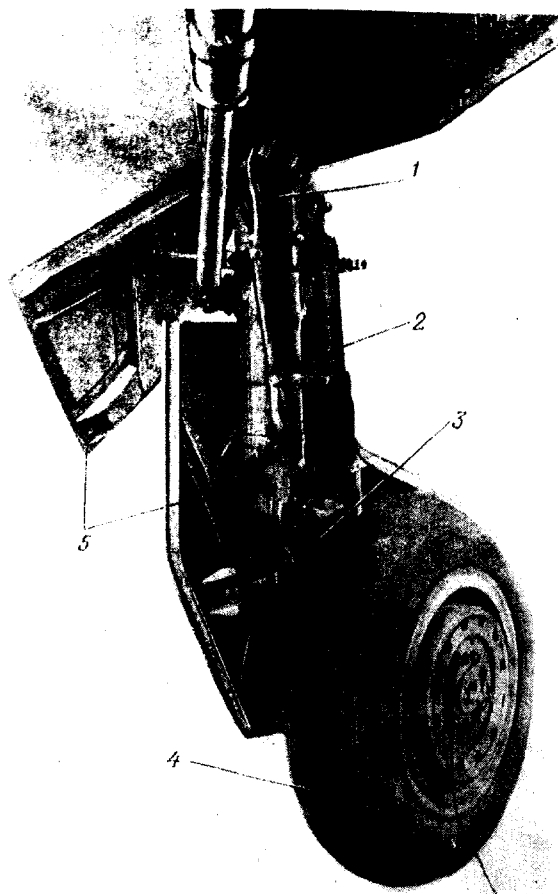
SECRET

$f(x) = \frac{1}{2} \ln \frac{1+x}{1-x} - \frac{1}{2} \ln \frac{1+x^2}{1-x^2} - \frac{1}{2} \ln \frac{1+x^4}{1-x^4} - \dots$



Фиг. 28. Конструкция основной стойки шасси.

1 - полушарик, 2 - болт, 3 - гайка с буксировочным ухом; 4 - скоба; 5 - ушко; 6 - нога шасси; 7 - болт цилиндра под-
сма шасси; 8 - кардан; 9 - болт; 10 - верхний стакан аморти-
затора; 11 - уплотнительное кольцо; 12 - плунжер; 13 - крыш-
ка; 14 - винт; 15 - опорная гайка; 16 - кольцо; 17 - манжета;
18 - кольцо сальниковое; 19 - поршень; 20 - крышка чехла;
21 - кардан; 22 - чехол; 23 - опорная гайка; 24 - кольцо; 25 -
крышка; 26 - кольцо; 27 - клапан; 28 - гайка; 29 - шайба;
30 - ось; 31 - гайка; 32 - фланец; 33 - чашечка.



Фиг. 30. Основная стойка шасси.

1—нога с узлом подвески; 2—выносной амортизатор; 3—полувилка; 4—колесо КТ-28; 5—щитки основного шасси.

2. УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

Органы управления самолетом МиГ-17ПФ аналогичны органам управления самолетом МиГ-17, за исключением того, что на самолете МиГ-17ПФ нет дублирующего тросового управления рулем высоты, а также установлены новые тяги и кронштейны в системах управления рулем высоты и рулем поворота в хвостовой части фюзеляжа. Система управления самолетом (фиг. 32) состоит из:

- 1) ручного управления рулем высоты и элеронами;
- 2) ножного управления рулем поворота;
- 3) управления триммерами руля высоты и элерона;
- 4) управления щитками-закрылками;
- 5) управления воздушными тормозными щитками;
- 6) управления шасси.

Ручное и ножное управления — жесткие.

Выводы всех тяг управления из кабины герметизированы. Конструкция системы управления позволяет собирать ее в отдельных агрегатах самолета (крыле, хвостовой части фюзеляжа и т. д.) и быстро соединять при сборке самолета.

Установка основной стойки шасси состоит из ноги с узлом подвески, полувилки с колесом $660 \times 160B$, выносного амортизатора, сипового цилиндра уборки и замка убранного положения.

Основной материал стойки — сталь С30ХГСА, термообработанная до $\sigma_{\text{т}} = 150 \pm 15 \text{ кг/мм}^2$.

Выносной амортизатор масляно-воздушного типа с начальным давлением $90 \pm 2 \text{ кг/см}^2$ имеет торможение на прямом и обратном ходе поршня, что обеспечивает мягкость амортизации и плавное движение самолета при посадке.

Внутренняя полость стойки не используется как баллон для сжатого воздуха (под давлением 50 кг/см^2) для системы аварийного выпуска шасси. В полувилку стойки вварена ось колеса. Ось имеет два диска крепления тормозных барабанов колеса — один диск приварен к оси и полувилке, второй надевается на шлицевой конец оси и закрепляется гайкой.

КОЛЕСА ОСНОВНЫХ СТОЕК КТ-28

На основных стойках шасси установлены двух-тормозные колеса высокого давления $660 \times 160B$ марки КТ-28 (фиг. 31).

Конструктивно колесо представляет собой литой магниевый барабан, который на двух радиально-упорных подшипниках вращается на оси полувилки стойки шасси. На барабан надета покрышка с камерой. С двух сторон к барабану присоединены тормозные рубашки.

На ось полувилки колеса надеты тормозные диски. Диски прикреплены в фланцам на полувилке и входят в колесо, разменяясь под тормозными рубашками. При подаче давления в камеры тормозных барабанов тормозные колодки прижимаются к тормозным рубашкам на колесе и силой трения тормозят вращение колеса.

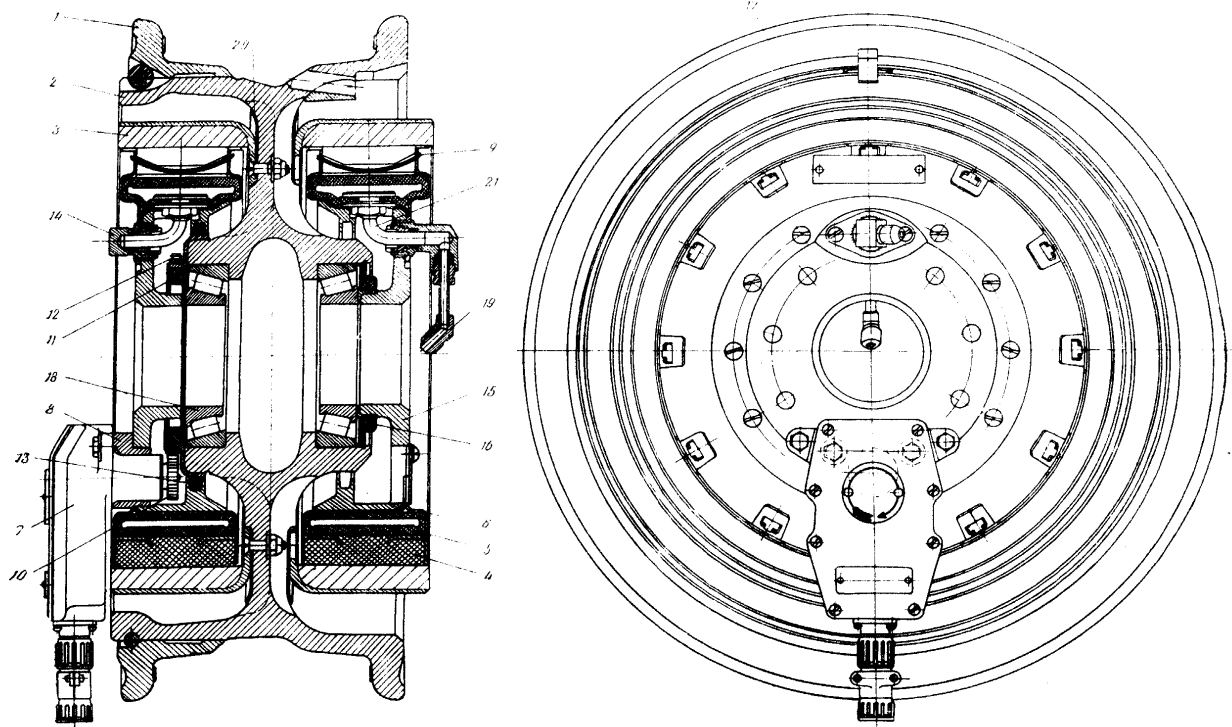
Рабочее давление в шинах основных колес должно быть $8,5 \pm 0,2 \text{ кг/см}^2$. Максимальное давление в шинах 9 кг/см^2 . Максимальное давление в тормозах 7 кг/см^2 .

РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Управление рулем высоты и элеронами осуществляется с помощью ручки управления, установленной в колонке управления на полу кабины самолета. Отклонение ручки от нейтрального положения на себя на $26^\circ \pm 2^\circ$ соответствует отклонению руля высоты вверх на $32^\circ \pm 1^\circ$, отклонение ручки от себя на $14^\circ \pm 1^\circ$ соответствует отклонению руля высоты вниз на $16^\circ \pm 1^\circ$. Отклонение ручки управления от нейтрального положения влево или вправо на $16^\circ 30' \pm 1^\circ$ соответствует отклонению элеронов на $18^\circ \pm 1^\circ$. Нейтральное положение ручки $6^\circ \pm 30'$ от вертикали на себя.

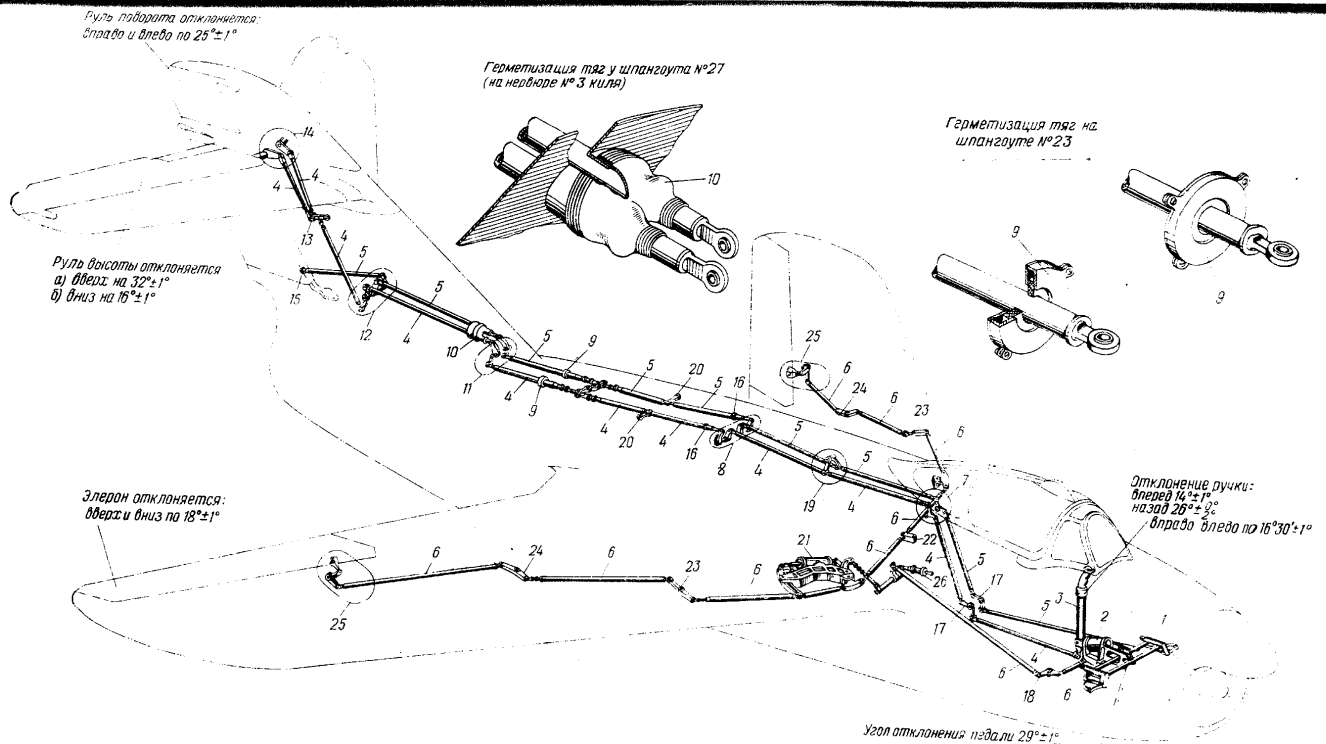
В управление элеронами введен гидроусилитель БУ-1У с передаточным отношением 1:23. В отличие от самолета МиГ-17 вместо двухходового крана выключения гидроусилителя с вращающимся золотником установлен электродистанционный кран ГА-74 на правом борту фюзеляжа у шпангоута № 12.

Включение электродистанционного крана ГА-74 производится выключателем ПП-45, установленным на левом пульте кабины.



Фиг. 31. Конструкция двухтормозного колеса КТ-28.

1—съемный борт; 2—барабан; 3—рубашка; 4—колодка; 5—
камера; 6—чашка; 7—датчик; 8—кронштейн; 9—пружина; 10—ведомое зубчатое колесо; 11—сальник; 12—ведущее зуб-
чатое колесо; 13—сальник; 14—шпатель; 15—корпус; 16—
сальник; 17—контрящее полукольцо; 18—ролик-подшипник;
19—шпатель; 20—тепловыделяющий элемент; 21—шпатель.



Фиг. 32. Схема управления самолетом.

1—педаль ножного управления; 2—колонка ручного управления; 3—ручка управления самолетом; 4—тяга управления рулем высоты; 5—тяга управления рулем поворота; 6—тяга управления элеронами; 7—герметичные выводы из кабины; 8—колонка управления на шпангоуте № 13; 9—герметизация тяг на шпангоуте № 23; 10—герметизация тяг на нервюре № 3 киля; 11—узел на шпангоуте № 27; 12—узел на лонжероне киля; 13—узел у нервюры № 11 на лонжероне киля; 14—узел управления рулем высоты с грузом; 15—узел

управления рулем поворота; 16—быстроразъемное соединение тяг; 17—качалка за сиденьем летчика; 18—качалка на полу кабины; 19—узел между шпангоутами № 10 и 11; 20—качалка у шпангоута № 18; 21—установка гидроусилителя элеронов; 22—качалка на полу кабины за шпангоутом № 6; 23—качалка на лонжероне крыла за нервюрой № 11; 24—качалка на заднем стрингере крыла за нервюрой № 17; 25—узел управления элероном; 26—механизм загрузки системы управления элеронами.

НОЖНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Управление рулем поворота осуществляется с помощью педалей ножного управления, установленных на полу кабины у шпангоута № 5. Отклонение педалей на $29^\circ \pm 1^\circ$ соответствует отклонению руля поворота на $25^\circ \pm 1^\circ$ влево или вправо.

УПРАВЛЕНИЕ ТРИММЕРАМИ

Управление триммерами руля высоты и элерона — электродистанционное и осуществляется с помощью электромеханизмов УТ-6Д, управляемых нажимными переключателями, установленными в кабине на подфонарной панели и на левом пульте.

Отклонения триммера руля высоты возможны вверх и вниз по $10^\circ \pm 1^\circ$. Отклонения триммера элерона возможны вверх и вниз по $15^\circ \pm 1^\circ$.

УПРАВЛЕНИЕ ЩИТКАМИ-ЗАКРЫЛКАМИ

Управление посадочными щитками-закрылками — гидравлическое. Конструкция управления состоит

из жестких тяг и тросов, синхронизации открытия щитков-закрылков.

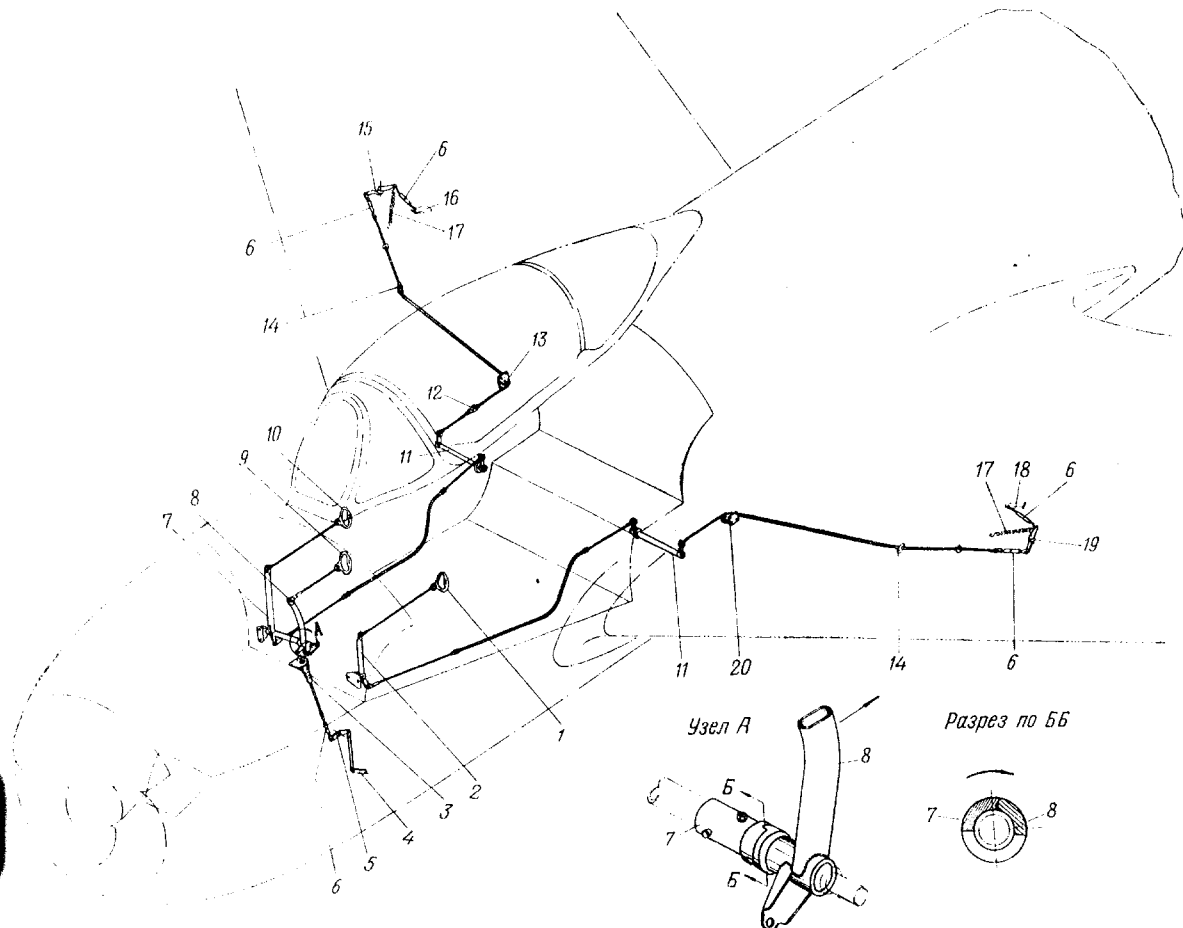
Управление щитками-закрылками производится движением рычага, установленного у левого пульта летчика, на одной колонке с рычагом управления двигателем. Рычаг соединен с гидрокраном, а гидрокран управляет подачей гидросмеси в рабочие цилиндры, установленные в крыльях.

В отличие от самолета МиГ-17 кран закрылков установлен ближе к левому борту, под полом кабины.

Рычаг управления закрылками у пульта фиксируется в четырех положениях: нейтральное, закрылки выпущены на 20° , закрылки выпущены на 60° , закрылки убраны.

УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЗНЫМИ ЩИТКАМИ

Открытие и закрывание тормозных щитков производится с помощью гидроцилиндров. Переключение рабочей жидкости на открытие и закрывание производится электромагнитным краном



Фиг. 33. Система аварийного выпуска шасси.

1 — ручка выпуска левой основной стойки шасси; 2 — левый рычаг; 3 — чехол герметизации троса; 4 — качалка замка передней стойки; 5 — качалка; 6 — тендер; 7 — правый рычаг; 8 — рычаг автономного открытия замка передней стойки; 9 — ручка выпуска передней стойки; 10 — ручка выпуска правой основной стойки; 11 — герметичная переходная колонка; 12 —

соединение троса; 13 — правый ролик на нервюре № 1 крыла; 14 — упор гибкой оболочки; 15 — переходная качалка к правому замку; 16 — качалка замка правой стойки шасси; 17 — пружина; 18 — качалка замка левой стойки шасси; 19 — переходная качалка к левому замку; 20 — левый ролик на нервюре № 1 крыла.

ГА-13М/5, управляемым кнопкой на ручке управления самолетом. При нажатии кнопки электромагнитный кран, установленный в зоне шпангоутов № 19 и 20, срабатывает и гидросмесь подается в гидроцилиндры на открывание.

В кабине на левом пульте установлен выключатель выпуска и уборки тормозных щитков. Выключателем можно пользоваться для более длительного включения выпуска тормозных щитков.

УПРАВЛЕНИЕ ШАССИ

Управление уборкой и выпуском шасси осуществляется с помощью электромагнитного гидрокрана ГА-46/3.

Переключение крана на уборку или выпуск шасси производится с помощью переключателя ППН-45, установленного на приборной доске. Установка переключателя конструктивно оформлена в виде рычага с сектором и задвижкой.

АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ И ЗАКРЫЛКОВ

Шасси и закрылки могут быть выпущены аварийно воздушными системами. С помощью системы

аварийного выпуска шасси (фиг. 33) можно осуществить выпуск всех трех стоек или только одной передней (автономный выпуск). При аварийном выпуске всех стоек открывание замков убранного положения производится летчиком вручную путем оттягивания ручек, установленных у пультов: с помощью правой ручки открываются замки правой стойки шасси и передней, а с помощью левой — замок левой стойки. «Дожимание» стоек до полного выпущенного положения производится воздухом аварийной системы при установке крана шасси на «Выпуск».

Если необходимо выпустить только переднюю стойку, то оттягивается ручка, находящаяся на полу кабины у ручки управления самолетом; кран шасси находится в нейтральном положении. «Дожимание» воздухом не производится. В этом случае стойка выпускается под воздействием набегающего потока воздуха.

Аварийный выпуск закрылков может производиться при любом положении рычага управления закрылками, но рекомендуется устанавливать рычаг на выпуск в положение «60°» при открытом вентиле аварийного выпуска закрылков. Аварийный выпуск закрылков производится только на полный угол 60°.

ГИДРОСИСТЕМА И ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА

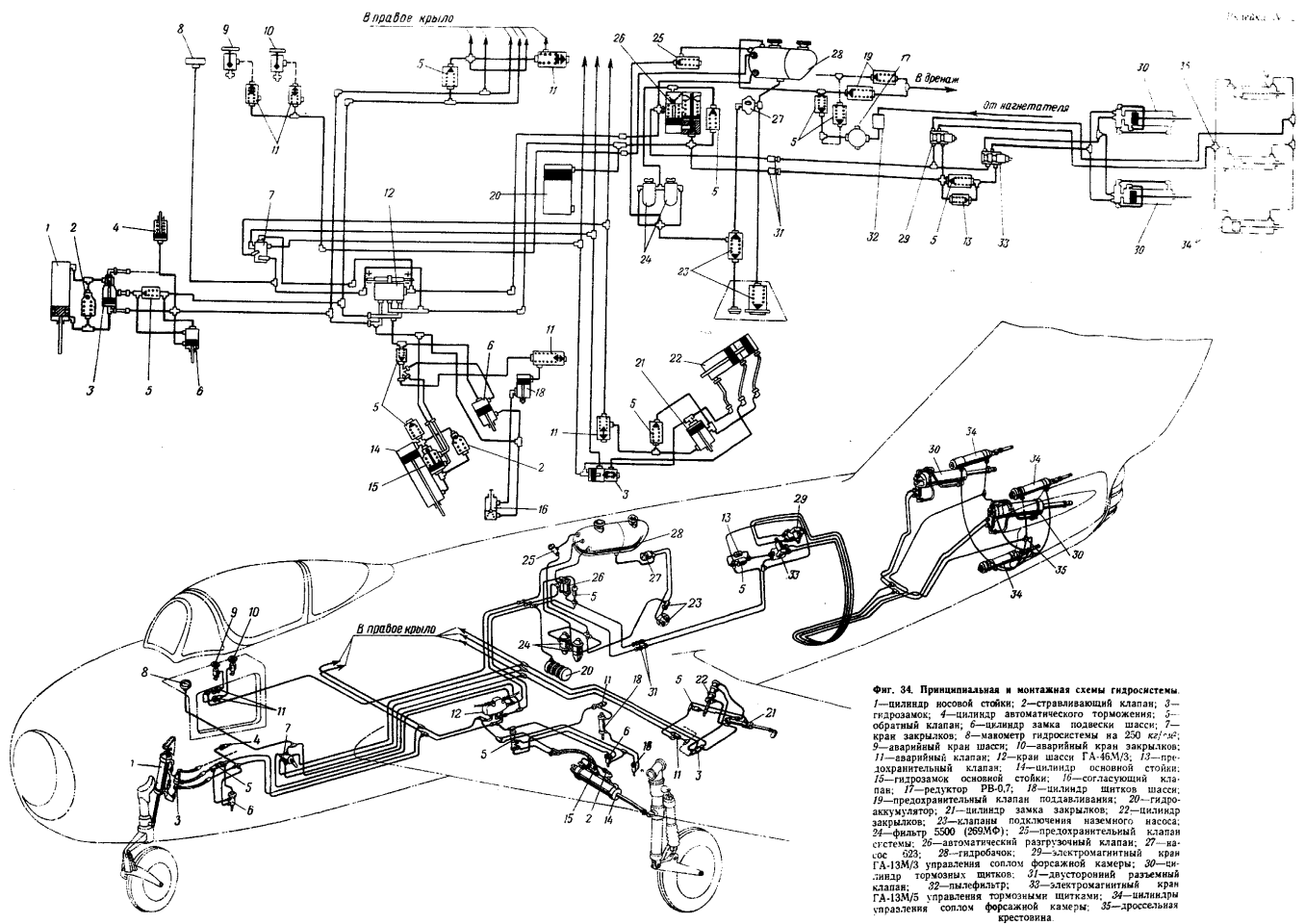
Архитектура основанной гидропоники и метода
гидропонического обогатения растений продуктами
таких веществ, как минеральные составы и
интенсивное освещение растений.

МОНТАЖ ГИДРОСИСТЕМЫ В ГОЛОВНОЙ ЧАСТИ ФОНЕЛЯКА

Значительное влияние оказывает также температура воздуха. При температуре воздуха 10-15°С и относительной влажности 60-70% влажность почвы в течение 10-12 часов достигает 100%. При температуре воздуха 20-25°С и относительной влажности 70-80% влажность почвы в течение 10-12 часов достигает 100%. При температуре воздуха 30-35°С и относительной влажности 80-90% влажность почвы в течение 10-12 часов достигает 100%.

1) ИСПОЛНЯЕМЫЕ "ТИ" ПЛАНИРУЮТ ПРОВЕДЕНИЕ РАБОТЫ ПО ПОВЫШЕНИЮ КАЧЕСТВА ПРОДУКЦИИ И СЛУЖЕБНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ.

[illegible]



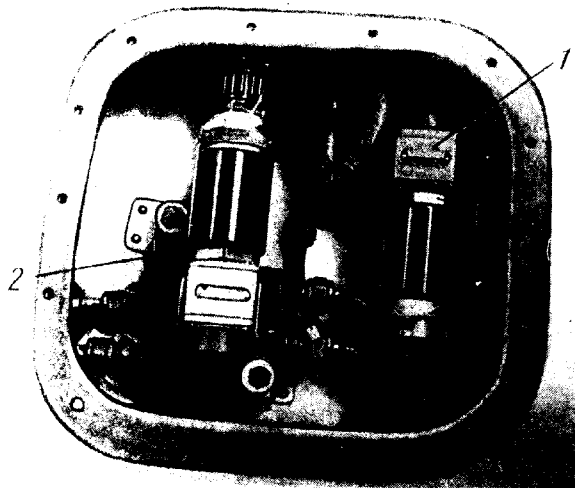
ные между шлангоутами № 29 и 30 на форсажной камере. Цилиндры включены в гидросистему параллельно с помощью дроссельной крестовины и двух угольников (см. фиг. 34);

3) дроссельная крестовина (фиг. 37) цилиндров управления регулируемым соплом форсажной камеры установлена на форсажной камере;

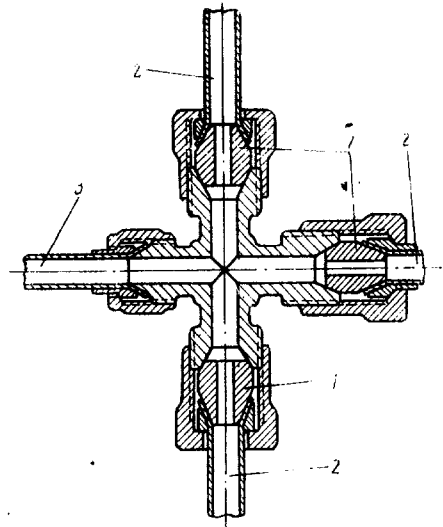
Крестовина на трех ветвях, идущих к цилиндрам,

имеет вкладыши с калиброванными отверстиями. Подбором диаметров этих отверстий осуществлена отладка одновременной работы цилиндров (в каждый из трех цилиндров в единицу времени должно поступать, а также вытекать из них равное количество жидкости);

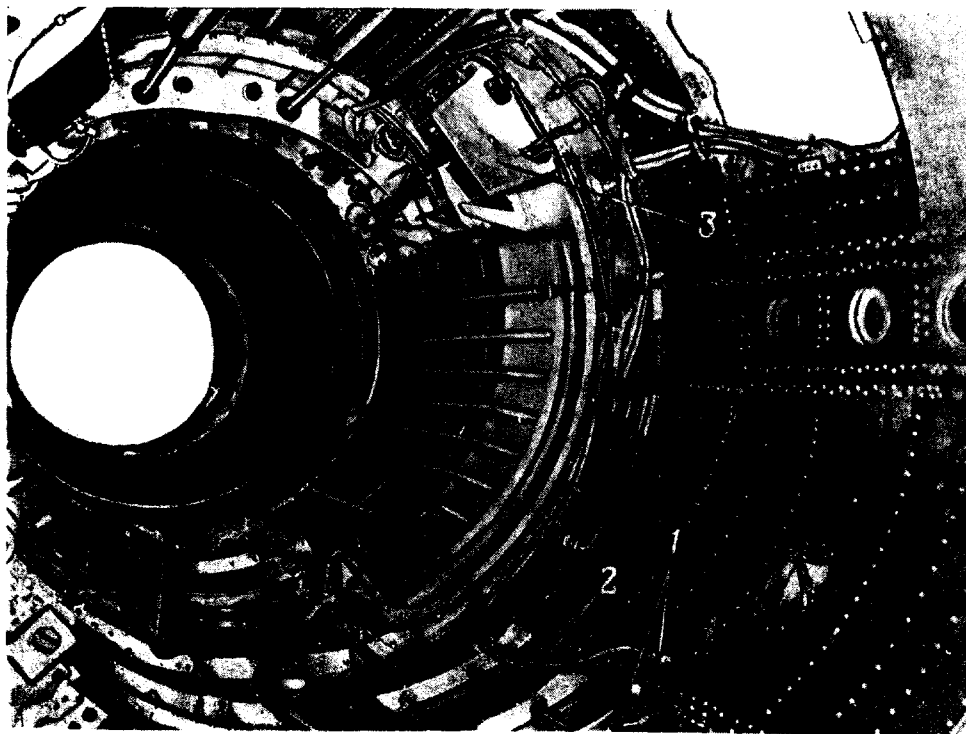
4) два гидроцилиндра управления тормозными



Фиг. 35. Краны ГА-13М/3 и ГА-13М/5.
1—гидрокран ГА-13М/3; 2—гидрокран ГА-13М/5.



Фиг. 37. Дроссельная крестовина в системе управления регулируемым соплом.
1—калиброванные вкладыши; 2—ветвь, идущие к цилиндрам;
3—ветвь на выпуск.



Фиг. 36. Расположение гидросистемы в хвостовой части фюзеляжа.
1—запорные клапаны; 2—проводка системы; 3—ниша установки кранов ГА-13М/3 и ГА-13М/5.

щитками установлены в нише тормозных щитков между шпангоутами № 28 и 30.

Для подключения гидросистемы к гидроцилиндрам щитков применено бесшланговое соединение.

Агрегаты связаны между собой металлическим гидротрубопроводом. Все резиновые уплотнения в агрегатах гидросистемы выполнены из морозостойкой и маслостойкой резины В-14.

2. СИСТЕМА ГИДРОУСИЛИТЕЛЯ БУ-1У

Система обслуживает работу гидроусилителя БУ-1У в управлении элеронами и работает на жидкости АМГ-10. Объем заливаемой жидкости 6 л.

Давление в системе гидроусилителя поддерживается от $60 \cdot 10^5$ кг/см² до $40 \cdot 10^5$ кг/см². Жидкость в систему подается гидронасосом 623М, установленным на двигателе. Из бачка через насос и фильтр жидкость подается к автомату разгрузки, затем к гидроаккумулятору, установленному с правой стороны в обтекателе балки шпангоута № 3, и далее к крану и цилиндру гидроусилителя.

Гидроаккумулятор, как и в основной гидросистеме, служит для накопления запаса энергии в системе, снижения пульсации и обеспечения четкой работы автомата разгрузки. Давление в воздушной камере гидроаккумулятора 30 кг/см².

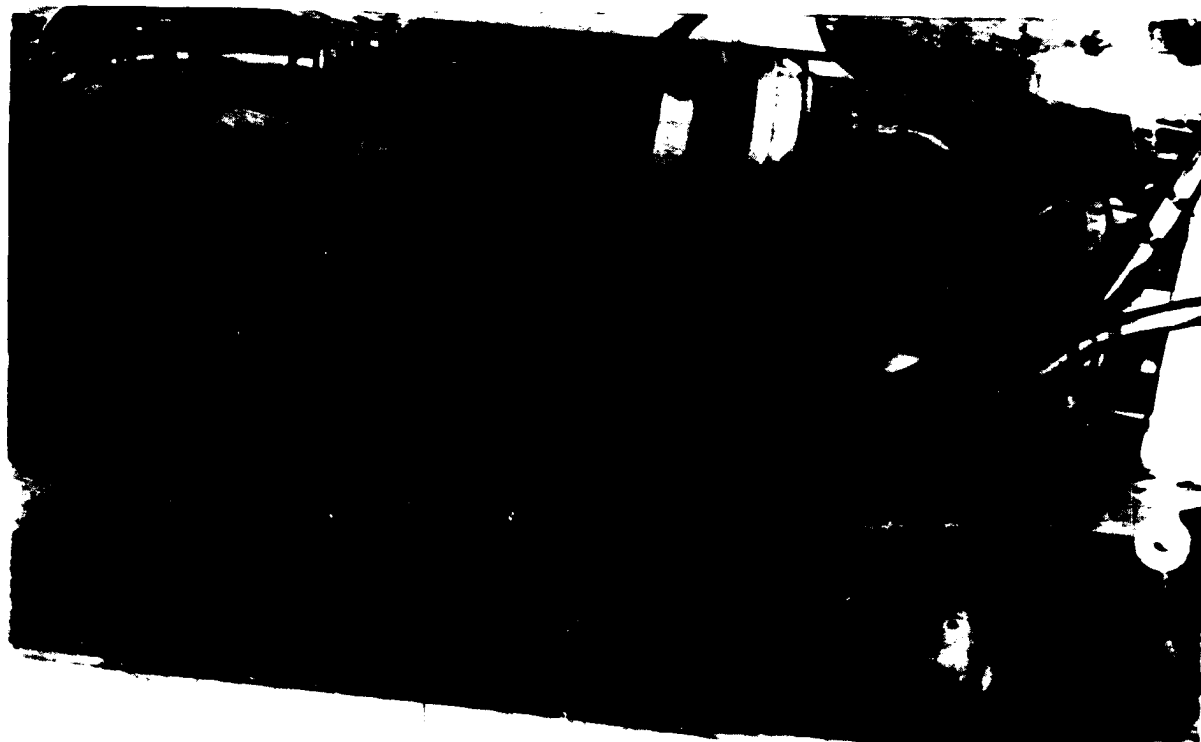
Автомат разгрузки является регулятором давления в системе. При достижении давления в гидросистеме $60 \cdot 10^5$ кг/см² автомат разгрузки переключает подачу гидросмеси от насоса 623М на слив в бачок. При понижении давления в системе до $40 \cdot 10^5$ кг/см² автомат разгрузки включает подачу гидросмеси от насоса в систему гидроусилителя.

В отличие от самолета МиГ-17 на самолете МиГ-17ПФ установлен электродистанционный кран включения гидроусилителя ГА-74. Кран расположен на правом борту в зоне между шпангоутами № 9 и 11А (фиг. 38). Конструкция крана ГА-74 показана на фиг. 39.

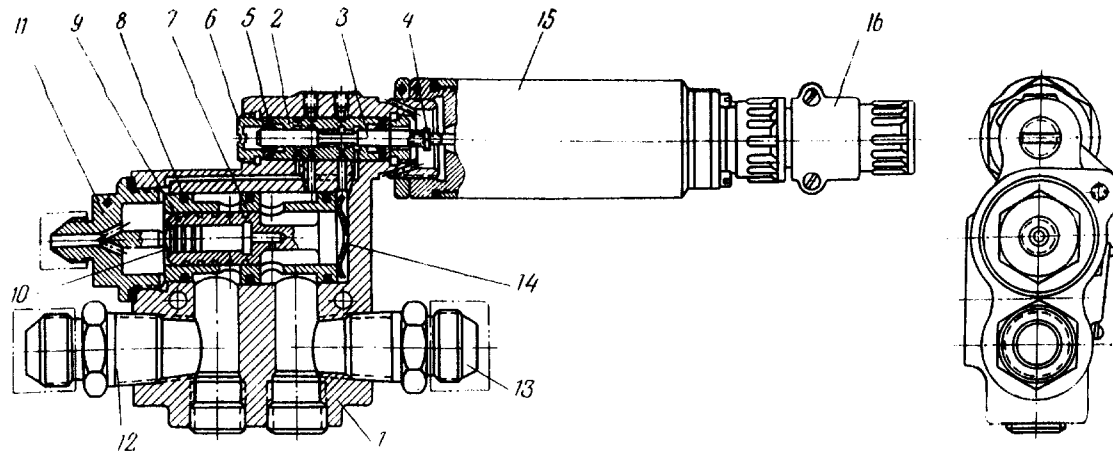
Автомат разгрузки системы гидроусилителя установлен с правой стороны на подкосе рамы двигателя. Гидробачок основной гидросистемы и гидробачок системы гидроусилителя конструктивно объединены и установлены на раме двигателя. Гидробачок системы гидроусилителя имеет клапан отрицательных перегрузок, обеспечивающий подачу жидкости в систему при отрицательных перегрузках и при перевернутом полете.

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ КРАНА ГА-74

При включении правой катушки 19 (см. фиг. 39, 40 и 41) якорь 20 притягивается к упору 11, где занимает крайнее правое положение. При этом золотник 3 сообщает полость под правым плечом золотника 9 со сливом. Давлением в раме гидро-

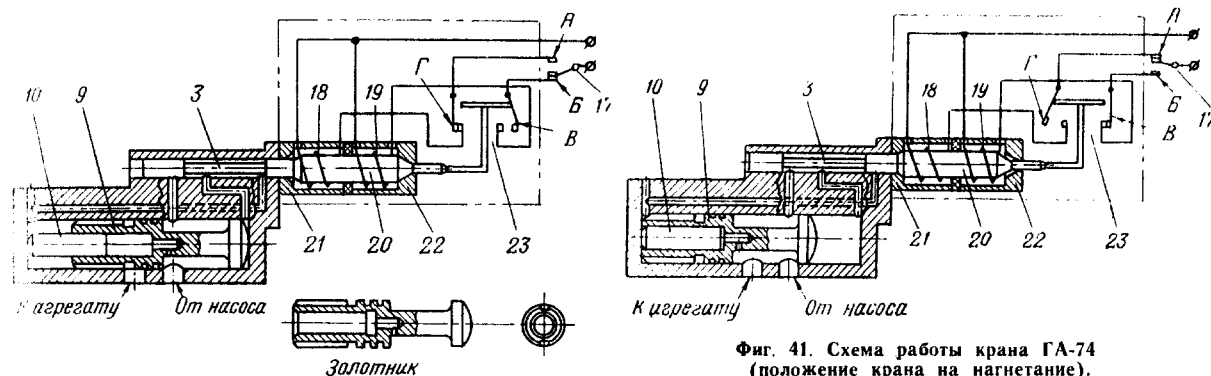


Фиг. 38. Вид на установку электродистанционного ГА-74 (правый борт).
1—кран ГА-74.



Фиг. 39. Конструкция крана ГА-74.

1—корпус; 2—гильза; 3—золотник; 4—замок; 5—манжета; 6—упор; 7—гильза; 8—резиновое кольцо; 9—золотник; 10—плунжер; 11—штуцер; 12—штуцер; 13—штуцер; 14—шайба-компенсатор; 15—электромагнит ЭМО-2; 16—штепсельный разъем.



Фиг. 40. Схема работы крана ГА-74 (положение на слив).

Переключателем включен контакт Б. Ток поступил в обмотку 19; якорь переместился вправо, в конце хода нажал на выключатель В и разомкнул цепь. Управляемый агрегат отключен от насоса и соединен со сливом.

3—золотник; 9—золотник; 10—плунжер; 17—переключатель; 18—левая катушка; 19—правая катушка; 20—якорь; 21—передний упор; 22—задний упор; 23—микрореключатель.

плунжером 10 золотник 9 перемещается в крайнее правое положение, разобщая между собой штуцеры 12 и 13.

При включении левой катушки 18 якорь 20 прививается к упору 21, т. е. занимает крайнее левое положение. При этом золотник 3 сообщает полость под правым торцом золотника 9 с полостью высокого давления. Золотник 9 перемещается влево и сообщает штуцеры 12 и 13 между собой. Гидроагрегат соединяется с насосом.

При перемещении золотника 9 влево плунжер 10

Фиг. 41. Схема работы крана ГА-74 (положение крана на нагнетание).

Переключателем включен контакт А. Ток поступил в обмотку 18; якорь переместился влево, в конце хода нажал на выключатель Г и разомкнул цепь. Управляемый агрегат соединен с насосом.

(Наименование позиций на фиг. 39, 40 и 41 общее).

выдавливает жидкость из полости золотника через небольшое отверстие в полость высокого давления; этим несколько замедляется движение золотника и уменьшается гидравлический удар, возникающий при включении агрегата.

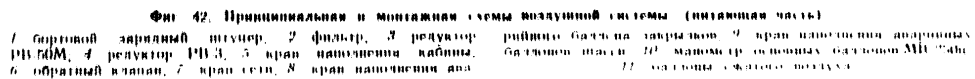
Якорь 20 электромагнита может занимать либо крайнее правое, либо крайнее левое положение. Среднего положения якорь не имеет. При достижении якорем одного из крайних положений микрореключатель 23 разрывает цепь и прекращает подачу тока в соответствующую катушку, что исключает перегрев обмотки при длительном нахождении якоря в крайнем положении. В крайних положениях якорь и золотник удерживаются силами трения.

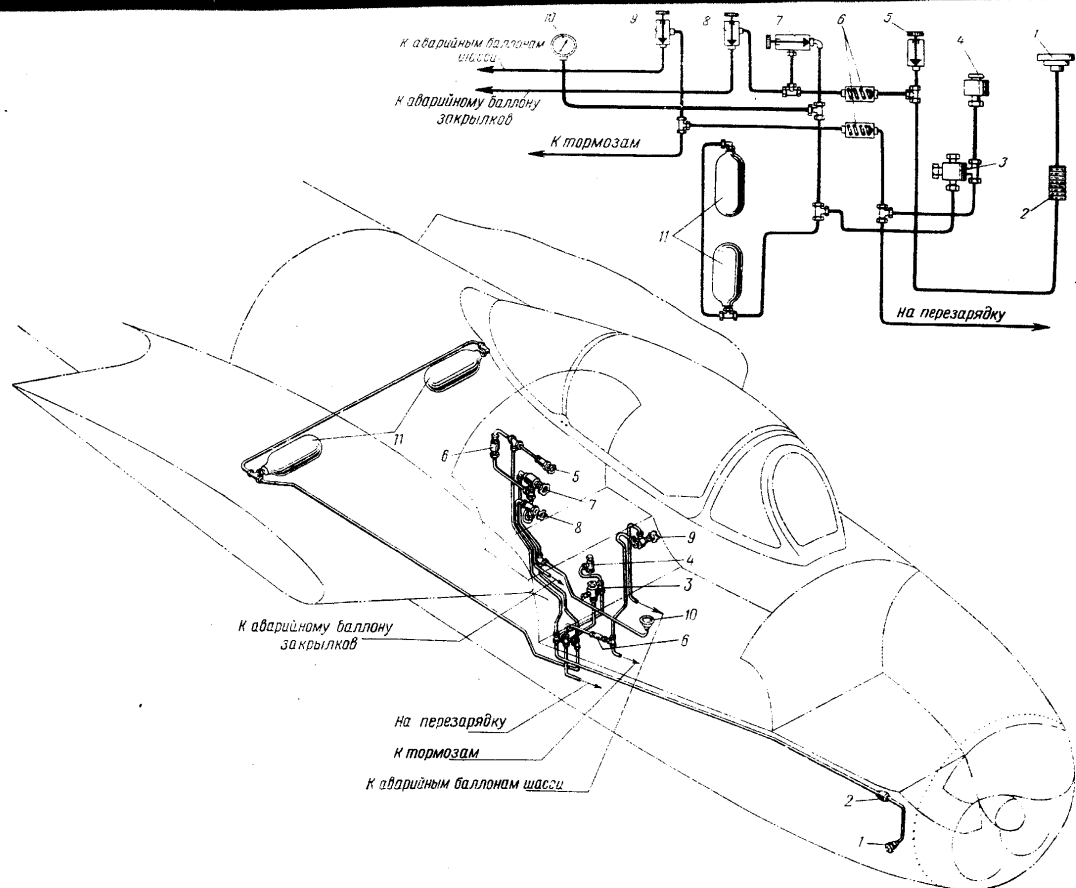
3. ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА

Воздушная система (фиг. 42) самолета МиГ-17ПФ в основном аналогична воздушной системе самолета МиГ-17. Эта система обеспечивает аварийный выпуск шасси и закрылков, работу тор-

мозов основного шасси, перезарядку оружия, систему герметизации фонаря, наддув блока № 2 станции РП-1 и работу противообледенителя.

Запас воздуха находится в двух основных цилиндрах





Фиг. 43. Монтажная схема воздушной системы при улучшенном размещении РП-1 (питающая часть).
 1—бортовой зарядный штуцер; 2—фильтр; 3—редуктор РВ-50М; 4—редуктор РВ-3; 5—кран наполнения кабины; 6—обратный клапан; 7—кран сети; 8—кран наполнения аварийного баллона закрылков; 9—кран наполнения аварийных баллонов шасси; 10—манометр основных баллонов МВ-250ц; 11—баллоны сжатого воздуха.

трических воздушных баллонах емкостью по 4 л, каждый под давлением 150 кг/см^2 , в одном шаровом аварийном баллоне закрылков емкостью 2 л под давлением $110-130 \text{ кг/см}^2$, в полостях стоек шасси общей емкостью 6,6 л под давлением 50 кг/см^2 , в расходном баллоне вооружения 2 л под давлением 50 кг/см^2 .

Зарядка баллонов производится через бортовой шланг.

Основные баллоны установлены в отсеке передней стойки шасси, шаровой баллон для аварийного выпуска закрылков — на шпангоуте № 2 с правой стороны. Полости стоек шасси используются как баллоны аварийного выпуска шасси и аварийного торможения колес шасси.

От основных баллонов, из которых воздух подается в систему через редуктор РВ-50, питаются: система перезарядки оружия, система управления тормозами колес, система герметизации и система наддува блока № 2 и жидкостный противообледенитель фонаря.

Для перезарядки оружия используется воздух под давлением 50 кг/см^2 . Для работы тормозов с помощью редукционного пускового клапана ПУ-7 давление воздуха понижается до $4-7 \text{ кг/см}^2$. Для работы системы герметизации фонаря и наддува блока № 2 с помощью редуктора РВ-3 давление воздуха понижается до $2,7-2,9 \text{ кг/см}^2$.

Из шарового баллона (с давлением $110-130 \text{ кг/см}^2$) воздух поступает для аварийного выпуска закрылка, а из стоек шасси (под давлением 50 кг/см^2) — для аварийного выпуска шасси.

Краны аварийного выпуска шасси и закрылков установлены на правом пульте в кабине.

СИСТЕМА ТОРМОЖЕНИЯ КОЛЕС

Система торможения колес самолета МиГ-17ПФ отличается от системы торможения колес самолета МиГ-17 меньшим давлением в тормозах ввиду установки двухтормозных колес КТ-28.

В систему торможения входят:

- 1) рычаг включения тормозов, установленный на ручке управления самолетом, связанный тросовой проводкой с ПУ-7;
- 2) редукционный пусковой клапан ПУ-7, пони-

жающий давление воздуха в зависимости от силы нажатия рычага включения тормозов (установлен на полу кабины);

3) дифференциал ПУ-8, распределяющий воздух в тормоза левого и правого колес (установлен на кронштейне педалей ножного управления и связан тягой с педалями);

4) манометр для контроля давления в тормозах, установленный на левом пульте кабины.

Движение рычага управления тормозами обеспечивает два режима торможения. На первом режиме давление в тормозах поднимается до 4 кг/см^2 , на втором — до 7 кг/см^2 . При переходе с первого режима торможения на второй ощущается увеличение усилия, необходимого для нажатия рычага.

При нажатии рычага на ручке управления самолетом пусковой клапан открывает подачу воздуха в тормоза и манометр через дифференциал. Дифференциал подает воздух в тормоза левого или правого колеса в зависимости от положения педалей ножного управления. При нейтральном положении педалей воздух подается одновременно в тормоза левого и правого колеса.

Для системы тормозов используется воздух из основных баллонов воздушной системы самолета. В случае отсутствия давления в основных баллонах предусмотрено использование воздуха из аварийных баллонов шасси и закрылков. Для этого нужно открыть кран наполнения аварийных баллонов шасси и пользоваться тормозами обычным способом.

ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА ПРИ УЛУЧШЕННОМ РАЗМЕЩЕНИИ РП-1

Улучшенное размещение блоков РП-1 вызвало изменения в размещении основных баллонов для сжатого воздуха и трубопроводов к ним (фиг. 43).

Основные баллоны сжатого воздуха в этом случае установлены в обтекателях главной балки фюзеляжа рядом с гидроаккумуляторами, между шпангоутами № 12 и 13, а шаровой воздушный баллон, служащий для аварийного выпуска закрылков, остался на шпангоуте № 2 с правой стороны от оси самолета.

ГЛАВА VI

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

1. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ДВИГАТЕЛЕ

На самолете МиГ-17ПФ установлен авиационный двигатель ВК-1Ф (с форсажной камерой), который представляет собой модификацию двигателя ВК-1А.

Двигатель ВК-1Ф является воздушно-реактивным компрессорным газотурбинным двигателем, форсированным за счет сжигания дополнительного топлива за турбиной (фиг. 44 и 45).

В отличие от обыкновенного реактивного двигателя реактивный двигатель, снабженный форсажной камерой для сжигания дополнительного количества топлива за турбиной, имеет следующие режимы работы:

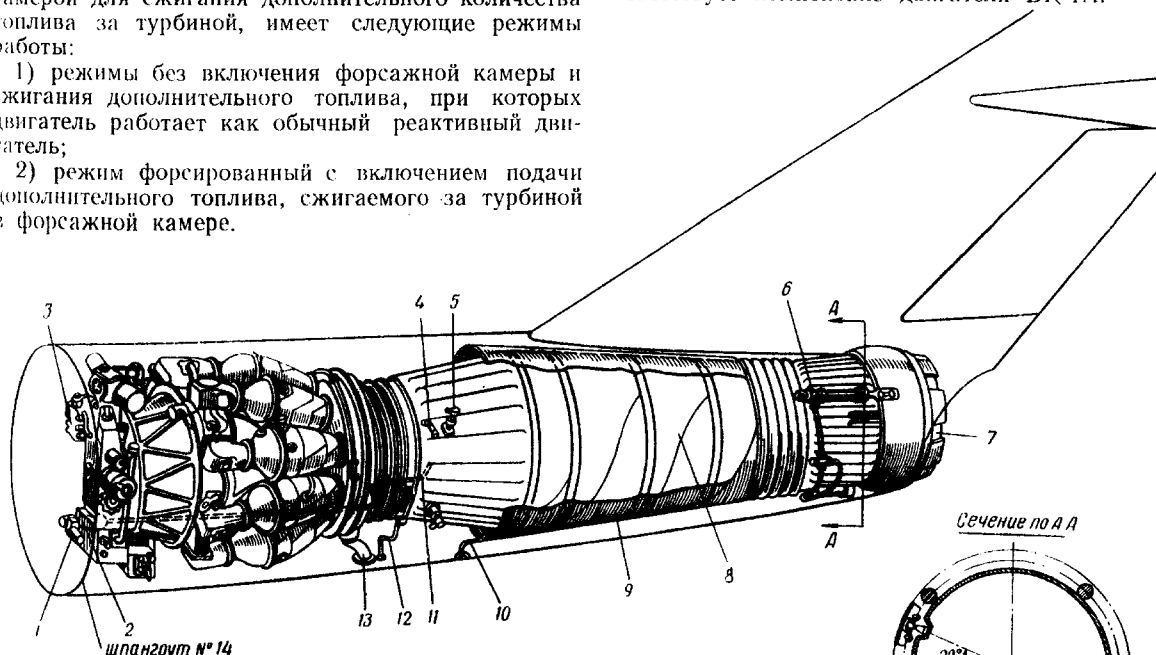
1) режимы без включения форсажной камеры и сжигания дополнительного топлива, при которых двигатель работает как обычный реактивный двигатель;

2) режим форсированный с включением подачи дополнительного топлива, сжигаемого за турбиной в форсажной камере.

Двигатель ВК-1Ф состоит из следующих основных узлов:

- 1) центробежного компрессора с двусторонним входом воздуха;
- 2) девяти прямоточных камер сгорания;
- 3) одноступенчатой газовой турбины;
- 4) форсажной камеры с управляемым соплом;
- 5) двух коробок приводов: для агрегатов двигателя и для самолетных агрегатов.

Компоновка двигателя ВК-1Ф в основном соответствует компоновке двигателя ВК-1А.

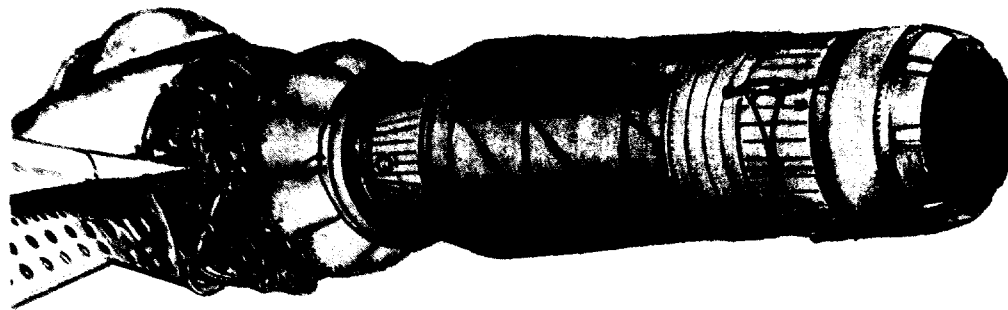


Фиг. 44. Двигательная установка (с форсажной камерой).

1—электромеханизм МГ-2; 2—распределитель давления АРТ-14А; 3—насос подачи топлива ПН-9МА; 4—пусковая свеча; 5—термопара; 6—гидроцилиндр управления соплом; 7—регулируемое сопло; 8—форсажная камера; 9—кожух обдува камеры; 10—трубка слива из форсажной камеры; 11—форсунка; 12—трубка слива из телескопического соединения форсажной камеры; 13—патрубок выхода охлаждающего воздуха.

форсажная камера, коробка привода, коробку управления, коллектор турбины и коллектор объединенный с коллектором привода. Стены конусов форсажной камеры соединены с установкой двигателя.

коллектор с форсунками, расположенный в кольцевом стабилизаторе в конце диффузорной части форсажной камеры. Форсунки направлены против потока газа, что улучшает распыл и дает возможность лучше подготовить смесь к сгоранию.



Фиг. 45. Общий вид установки двигателя ВК-1Ф с форсажной камерой.

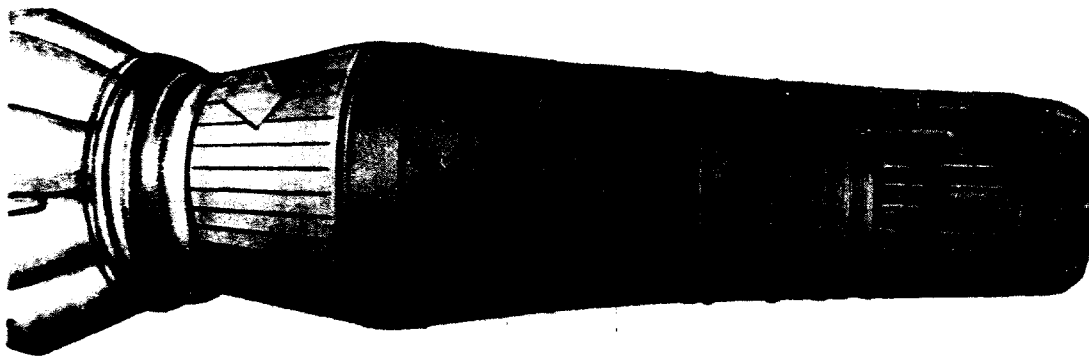
Форсажная камера (фиг. 46-47) крепится к корпусу двигателя; соединение — телескопическое, компенсирующее разность деформаций двигателя и форсажки. Телескопическое соединение закрывает нижнюю часть топливосборным лотком со сливной трубой.

Подача дополнительного количества топлива в форсажную камеру дает прирост тяги, который составляет 23-28% тяги взлетного режима двигателя.

Форсажная камера состоит из двух частей: диффузорной и удлинительной. Удлинительная часть

Начальное воспламенение смеси производится от пусковых форсунок при помощи запальной свечи, установленной в днище конуса; затем топливная смесь сжигается непрерывно благодаря высокой температуре в форсажной камере. Топливная система и система зажигания форсажной камеры независимы от основных систем двигателя.

На двигателе ВК-1Ф установлены топливные насосы: ПН-9МА, обеспечивающий работу двигателя (имеет всережимный регулятор оборотов и топливный кран; насос поддерживает заданные обороты независимо от высоты и скорости полета), и



Фиг. 46. Форсажная камера двигателя ВК-1Ф (вид сбоку слева).

управляется регулируемым соплом (фиг. 48). Имеется гидравлическое управление соплом. Регулируемое сопло позволяет изменять площадь выходного сечения при работе с форсажем и без него.

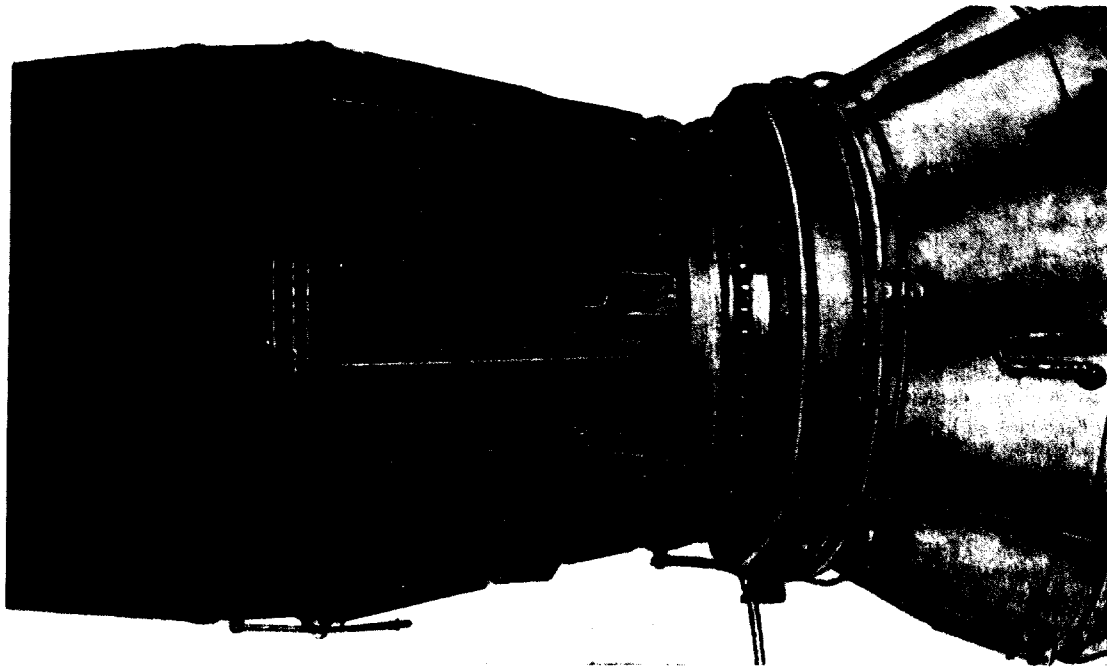
В диффузорной части форсажной камеры происходит понижение скорости газового потока, воспламенение и сжигание основной массы дополнительно топлива. В удлинительной части происходит догорание топлива и нарастание скорости газов.

Схема управления форсажем приведена на фиг. 49.

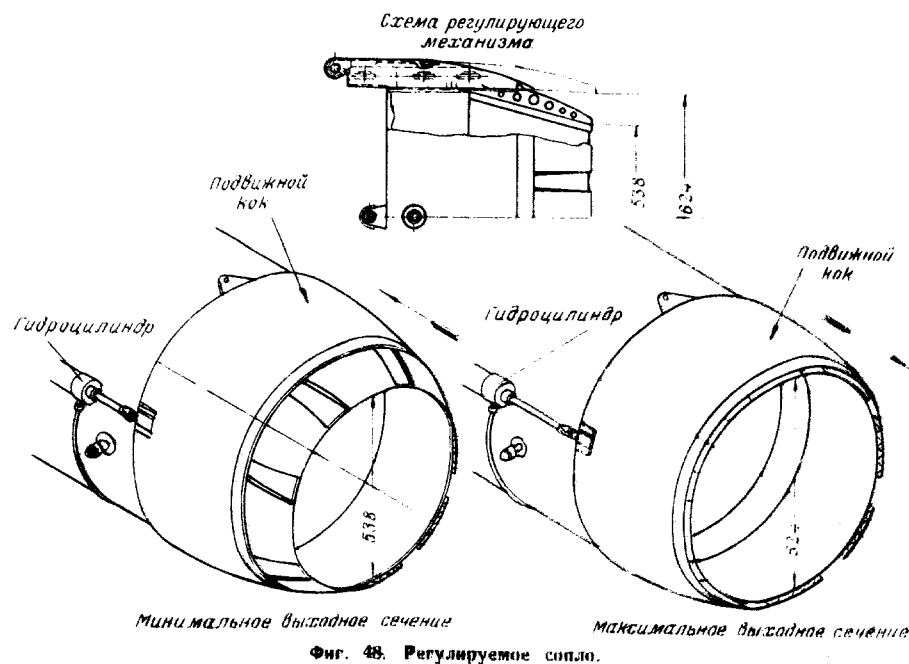
Топливо в форсажную камеру подается через

ПН-14А, обеспечивающий работу форсажной камеры (имеет баростатический регулятор подачи топлива). Оба насоса работают независимо друг от друга. Общим для двух отдельных топливных систем является только топливный фильтр.

Распределение топлива по топливным коллекторам камер сгорания двигателя ВК-1Ф осуществляется с помощью агрегата АРТ-8. Управление подачей топлива к топливному коллектору форсажной камеры, а также управление гидравлической системой регулируемого сопла и системой зажигания производится при помощи топливного крана



Фиг. 47. Соединение форсажной камеры с корпусом турбины двигателя.



Фиг. 48. Регулируемое сопло.

АРТ-14А, заблокированного с автоматическим выключателем системы зажигания и гидравлического управления регулируемым соплом. Топливный кран АРТ-14А управляется при помощи электромеханизма МГ-2.

Коробка приводов двигателя ВК-1Ф по сравнению с коробкой двигателя ВК-1А конструктивно упрощена и рассчитана на установку топливных

насосов ПН-9МА и ПН-14А. На верхнем фланце коробки приводов крепится насос ПН-9МА, а на нижнем — ПН-14А. Суфлирующее отверстие коробки расположено на боковой стенке с правой стороны (по полету).

На коробке маслоснабжения двигателя вместо дроссельного крана крепится распределитель АРТ-14А и связанный с ним муфтой электромеханизм МГ-2.

2. ПРИНЦИП РАБОТЫ ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ

Сжигание дополнительного количества топлива в форсажной камере осуществляется по принципу сжигания топлива в прямоточных воздушно-реактивных двигателях.

Топливо, предназначенное для сжигания в форсажной камере, впрыскивается 24-мя форсунками в направлении против потока газа, выходящего из турбины, и двумя пусковыми форсунками под углом в 45° к оси двигателя.

Стабилизация процесса горения достигается срывом газового потока за кольцевым стабилизатором, установленным в конце диффузорной части форсажной камеры. Стабилизатор одновременно является и внутренний усеченный конус диффузорной части форсажной камеры.

Горение впрыскиваемого против потока топлива начинается на расстоянии приблизительно 560 мм за турбиной, непосредственно за стабилизатором, и заканчивается в основном до выхода из регулируемого сопла. Температура газа в зоне горения при этом повышается до $1300-1500^\circ\text{C}$.

Наличие в начале форсажной камеры на длине 665 мм диффузорной части с расширением по потоку газов позволяет значительно понизить скорость газового потока в зоне горения. Понижение скорости газового потока в зоне горения дает возможность при сравнительно небольшой длине форсажной камеры получить достаточную полноту сгорания и устойчивое горение.

Форсажная камера «включается», т. е. в нее впрыскивается топливо и происходит процесс горения, только периодически на короткий промежуток времени от 3 до 10 мин. в зависимости от высоты полета.

В остальное время форсажная камера выполняет функции обыкновенной реактивной трубы. В соответствии с этим условия работы форсажной камеры меняются. Для того чтобы в обоих этих случаях обеспечить одинаковые условия за турбиной, т. е. одинаковые температуры и давления газа, форсажная камера снабжена регулируемым соплом, дающим два различных проходных сечения для выходящих из сопла газов: меньшее — при выключенной подаче дополнительного топлива и большее — при включенной подаче дополнительного топлива. (При этих условиях параметры газа за турбиной остаются неизменными как при работе без форсажа, так и при работе с форсажем).

Горение дополнительного топлива за турбиной происходит с меньшим коэффициентом полезного действия, чем в основном двигателе. Это обстоятельство приводит к увеличению общего удельного расхода топлива при форсировании двигателя одновременно с увеличением его тяги. Так, при форсировании тяги на 25% удельный расход составляет

$$\text{до } 2 \frac{\text{кг топлива}}{\text{кг тяги час}}$$

3. ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ

Электрическая система форсажной камеры питается от бортовой сети постоянного тока. Эта система независима от электросистемы двигателя и предназначена для включения всех агрегатов, обеспечивающих совместную работу форсажной камеры и двигателя (см. фиг. 49 и 50).

Эта электросистема подразделяется на две части: самолетную и двигательную.

В самолетную часть системы входят следующие агрегаты:

- 1) реле РТ-40 (38М);
- 2) коробка переключения ПК-500;
- 3) подкачивающий насос (агрегат 422А) (5М);
- 4) гидроэлектрокран ГА-13М/3 (47М).

В двигательную часть системы входят следующие агрегаты:

- 1) электромеханизм МГ-2 с редуктором (45М);
- 2) автоматический выключатель (46М);
- 3) пусковая катушка (12Е);
- 4) запальная свеча.

Кроме того, в электросистему форсажной камеры входят автоматы защиты типа АЗС, микровыключатели типа КВ-6-2А, инерционные предохранители, которые размещены на левом пульте и левом электрощитке, и один микровыключатель «автоматического закрытия сопла» (за сиденьем летчика на шпангоуте № 8 фюзеляжа).

Примечание. На первых самолетах МиГ-17ПФ установлены: коробка переключения ПК-450 и агрегат 422.

РАБОТА ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ

(см. фиг. 49 и 50)

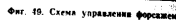
Автомат защиты АЗС-5 (поз. 13) («Бустер-помпа») включает подкачивающий насос 422А (поз. 3).

Автомат защиты АЗС-10 (поз. 18) («Форсаж двигателя») включает электросистему форсажной камеры.

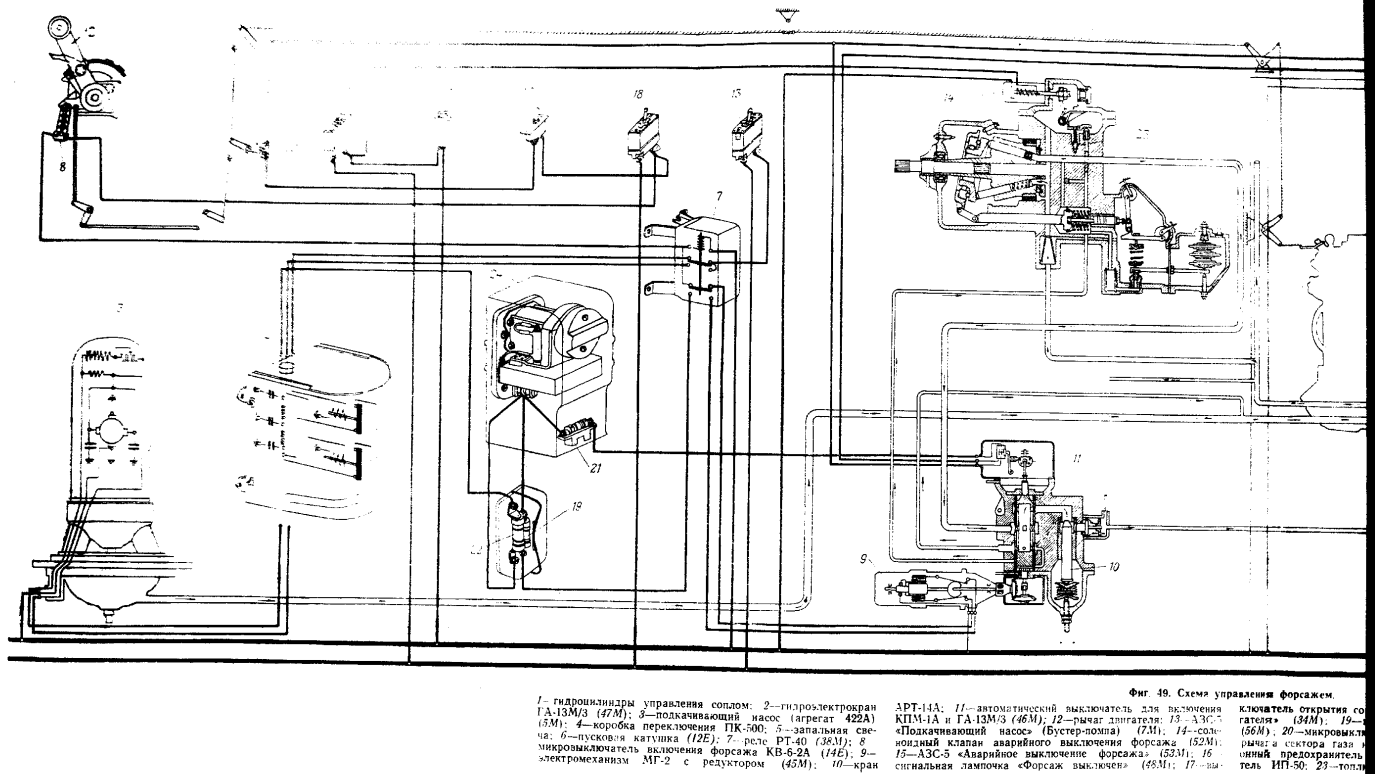
Форсированный режим работы двигателя включается автоматически при перемещении рычага управления двигателем за упор максимальных оборотов двигателя (предусмотрен дополнительный ход); в этом случае замыкается микровыключатель КВ-6-2А (поз. 8), который установлен на секторе перед рычагом управления двигателем.

При замыкании микровыключателя 8 срабатывает реле РТ-40 (поз. 7), включая электродвигатель МГ-2 (поз. 9) и контактор коробки ПК-500. Электродвигатель МГ-2 открывает кран АРТ-14А, включая подачу топлива в топливную систему форсажной камеры. Одновременно включается в работу автоматический выключатель 11, который находится под напряжением бортовой сети.

Контактор коробки ПК-500 переключает агрегат 422А на вторую ступень — «Форсажный режим», т. е. подкачивающий насос увеличивает обороты и производительность. Автоматический выключатель 11 замыкает цепи питания пусковой катушки зажигания



Примечание. Позиции, указанные в скобках, соответствуют позициям принципиальной фидерной электрической схемы самолета (см. фиг. 74).



и соленоида электромагнитного крана ГА-13М/3 (поз. 2). Автоматический выключатель 11 отрегулирован таким образом, что зажигание включается с некоторым опережением относительно полного открытия топливного крана АРТ-14А и регулируемого сопла.

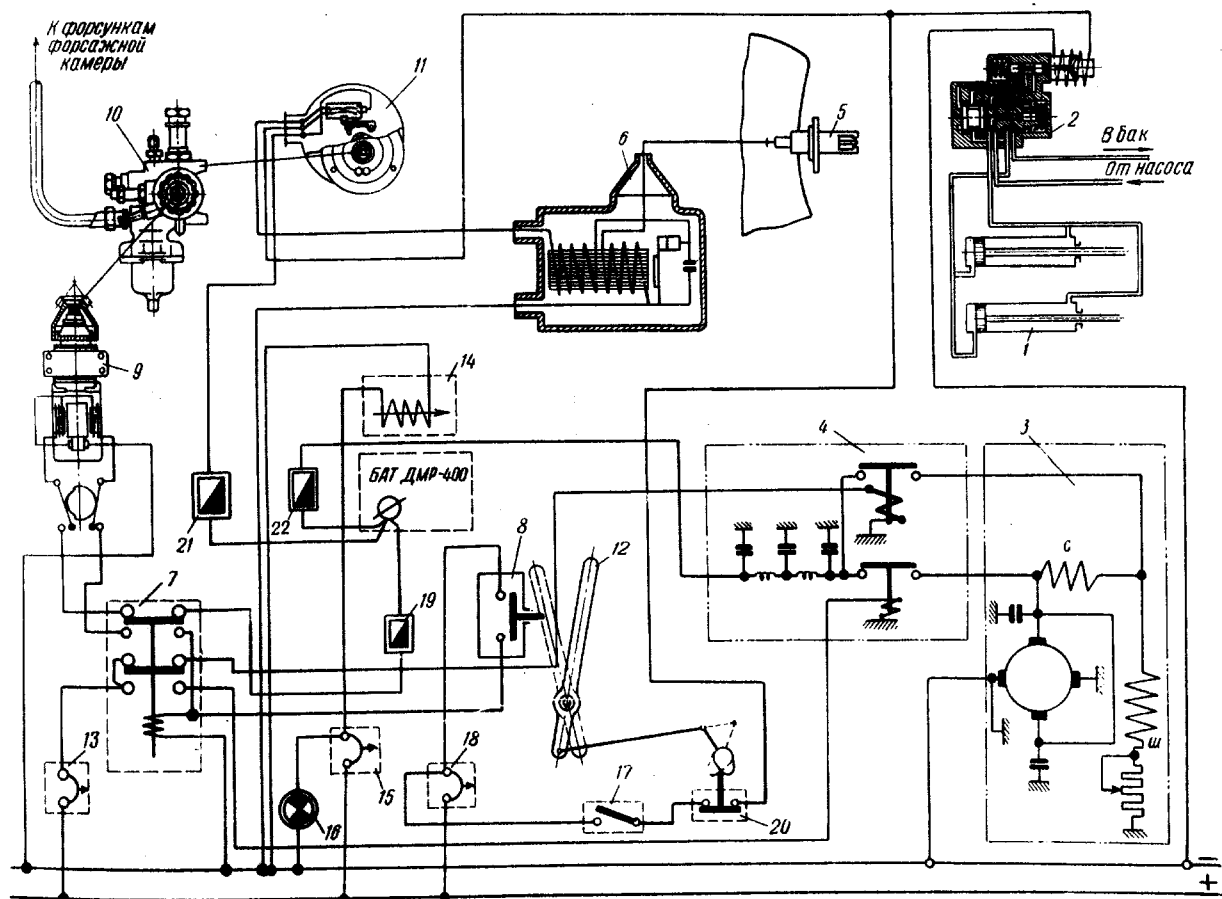
Пусковая катушка зажигания находится под напряжением в течение 4—5 сек. После этого цепь питания пусковой катушки размыкается, а соленоид электромагнитного крана 2 остается под напряжением до момента выключения форсажа. Электромагнитный кран ГА-13М/3 при включении работает на подачу гидромасла к цилиндрам регулируемого сопла. Поршни перемещаются при этом до упора в сторону раскрытия регулируемого сопла.

Выключение форсажа производится установкой рычага управления двигателем в положение максимальных оборотов двигателя. В этом случае агрегат 422А переключается на первую степень — режим нормальной работы двигателя.

Обратный ход электромеханизма МГ-2 осуществляется подачей питания от аккумулятора через инерционный предохранитель 19, который выключает электромагнитный кран ГА-13М/3 на уборку цилиндров и закрытие сопла до минимального проходного сечения.

Аварийное выключение форсажной камеры осуществляется путем включения автомата защиты 15, смонтированного на левом электропитателе. При включении автомата защиты срабатывает соленоид 14, устанавливая наклонную шайбу насоса ПН-14А на минимальную подачу топлива, а кран АРТ-14А остается открытым. В этот момент загорится сигнальная лампа «Форсаж выключен» 16. Сопло остается в открытом положении, при этом топливо в форсажную камеру подается насосом в количестве 300—470 л/час.

Сопло имеет независимое электрическое управление. Для этого в цепи управления электромагнит-



Фиг. 50. Схема электрооборудования форсажной камеры.

1—гидроцилиндры управления соплом; 2—гидроэлектрокран ГА-13М/3 (47М); 3—подкачивающий насос 422А (5М); 4—коробка переключения ПК-500; 5—запальная свеча; 6—пусковая катушка (12Е); 7—реле РТ-40 (38М); 8—микровыключатель включения форсажа КВ-6-2А (14Е); 9—электро-механизм МГ-2 с редуктором (45М); 10—кран АРТ-14А; 11—автоматический выключатель для включения КПМ-1А и ГА-13М/3 (46М); 12—рычаг двигателя; 13—АЗС-5 «Бустер-помпа» (7М); 14—соленоидный клапан аварийного выключения форсажа (52М); 15—АЗС-5 «Аварийное выключение

форсажа» (53М); 16—сигнальная лампочка «Форсаж выключен» (48М); 17—выключатель открытия сопла (37М); 18—АЗС-10 «Форсаж двигателя» (34М); 19—инерционный предохранитель ИП-15 (56М); 20—микровыключатель КВ-6А блокировки положения рычага сектора газа и закрывания сопла (54М); 21—инерционный предохранитель ИП-5; 22—инерционный предохранитель ИП-50.

Примечание. Позиции, указанные в скобках, соответствуют позициям на принципиальной фидерной электросхеме самолета (см. фиг. 74).

ным краном сопла смонтирован выключатель сопла 17, которым открывается сопло при продолжительной гонке двигателя на земле и перед остановкой двигателя с целью охлаждения.

Если при взлете не выключен выключатель сопла

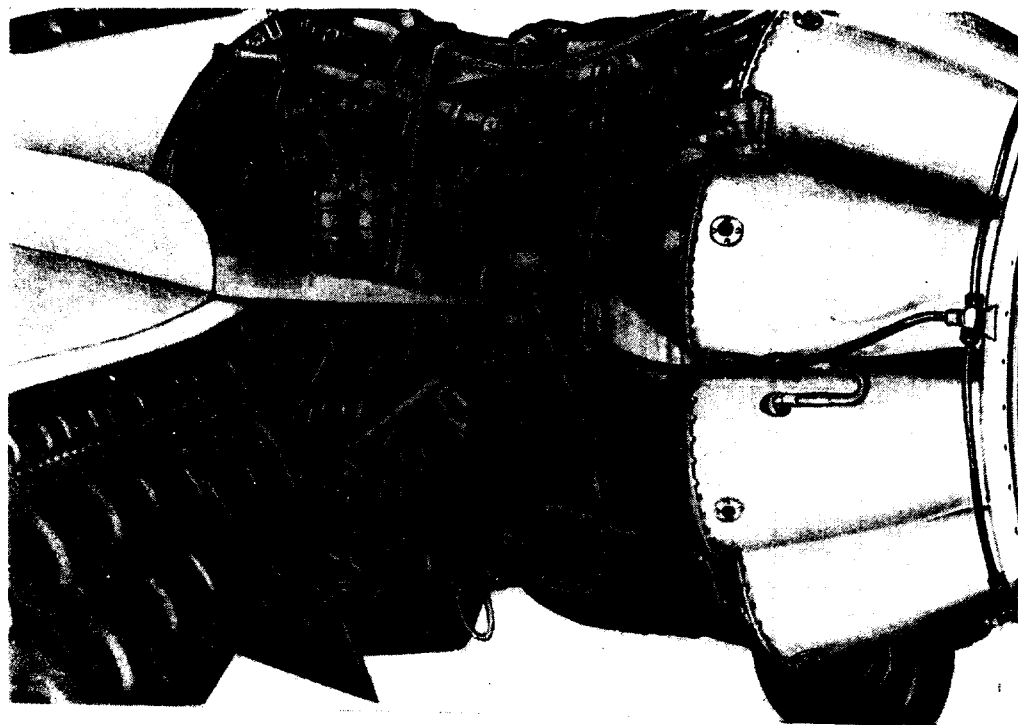
17, то цепь открытия сопла автоматически будет прервана микровыключателем КВ-6А (поз. 20) при движении рычага управления двигателем в диапазоне от 35 до 60°. В этом диапазоне сопло автоматически будет закрываться.

4. КРЕПЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ И ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ

Двигатель ВК-1Ф на самолете МиГ-17ПФ укреплен аналогично креплению двигателя на самолетах МиГ-15 и МиГ-17, за исключением подвески форсажной камеры в хвостовой части фюзеляжа.

Двигатель крепится к раме подвески ферменной конструкции, сваренной из хроманселевых труб и закрепленной на шпангоуте № 13 носовой части фюзеляжа (фиг. 51). При отстыкованной хвостовой части фюзеляжа двигатель остается подвешенным на носовой части.

Кроме того, форсажная камера крепится к планеру самолета в хвостовой части фюзеляжа. Позади шпангоута № 30 в хвостовом обтекателе фюзеляжа смонтированы направляющие рельсы — узлы для крепления форсажной камеры, выполненные в форме желобов — один с круглым сечением и другой с прямоугольным сечением канала. Ответные узлы крепления на форсажной камере выполнены в виде хроманселевых роликовых опор; левый ролик — шаровой, правый ролик — цилиндрический. Тепло-



Фиг. 51. Крепление двигателя (вид сбоку сзади).

Двигатель крепится за корпус компрессора в четырех точках за две цапфы, расположенные на 105 мм ниже оси двигателя, и за два ушка, расположенные в верхней части двигателя.

Форсажная камера крепится к корпусу турбины двигателя с помощью телескопического соединения.

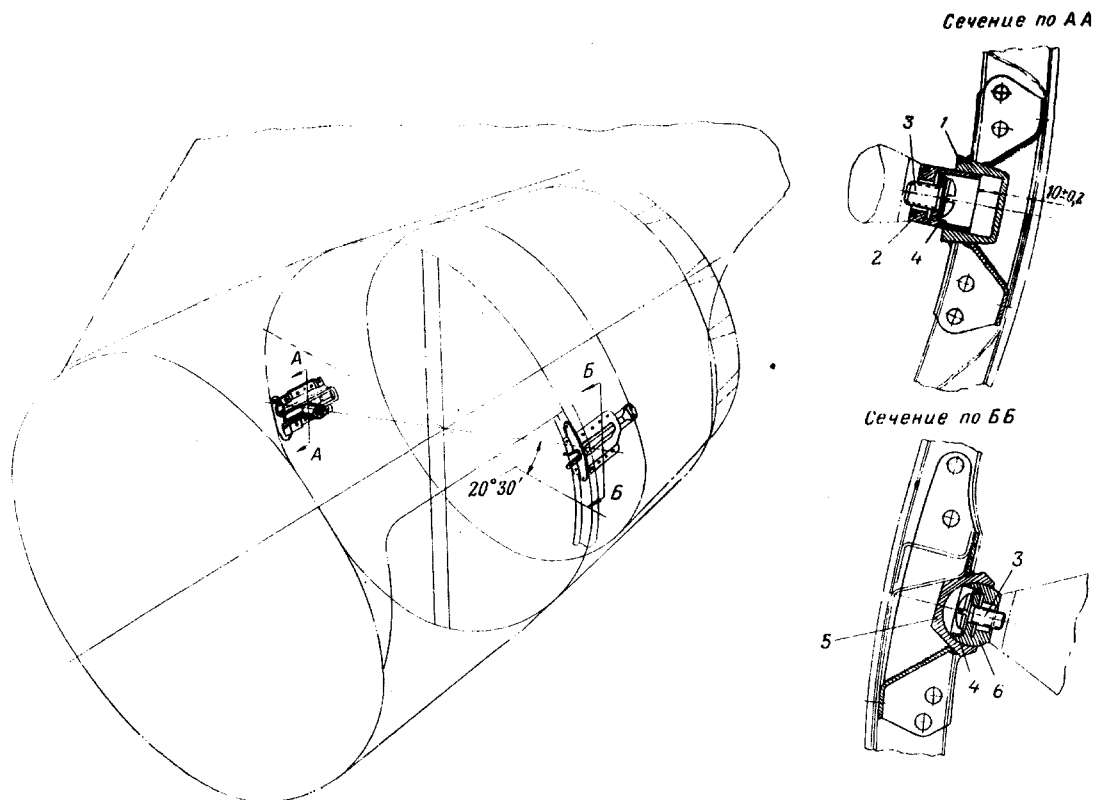
вые расширения форсажной камеры в поперечном направлении погашаются за счет предусмотренных зазоров в нижнем правом узле, а в продольном направлении компенсируются за счет перемещения обоих роликовых опор вдоль направляющих узлов рельсов (фиг. 52).

5. РЫЧАГ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ

Рычаг управления двигателем смонтирован на секторе (колонке рычагов) левого пульта в кабине (фиг. 53 и 54).

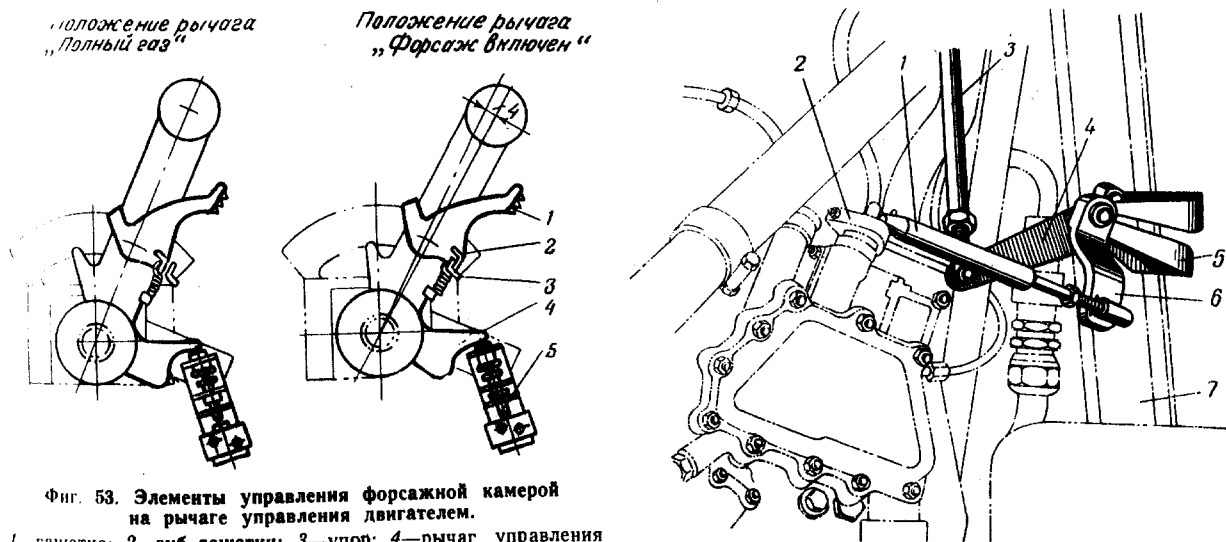
С помощью рычага управления двигателем можно установить основные режимы работы двигателя ВК-1Ф:

- 1) нормальные режимы работы двигателя при положениях рычага от «Малый газ» до «Полный газ»;
- 2) форсажный режим работы двигателя при положении рычага «Форсаж» — с этой целью рычагу обеспечен дополнительный ход за упором полного газа двигателя.



Фиг. 52. Узлы крепления форсажной камеры к фюзеляжу.

1—направляющая правая; 2—ролик; 3—винт; 4—контрольная шайба; 5—направляющая левая; 6—сфера.



Фиг. 53. Элементы управления форсажной камерой на рычаге управления двигателем.
1—гашетка; 2—зуб гашетки; 3—упор; 4—рычаг управления двигателем; 5—микровыключатель КВ-62А.

Рычаг управления двигателем представляет собой пластинку из дуралюмина, на которой расположены ось ручки управления прицелом АСП-ЗНМ; пусковая кнопка; кнопка радиопередатчика; два стопора: один—для стопорения ручки управления прицелом, а второй—для упора рычага в положении «Малый газ».

На рычаге имеется кулачок для включения микровыключателя в положение «Малый газ» при запуске двигателя на земле. Кроме того, рычаг управ-

Фиг. 54. Управление дроссельным краном.
1—пружинная тяга; 2—насос подачи топлива ПН-9МА; 3—тяга от сектора газа; 4—качалка; 5—кронштейн; 6—качалка; 7—шпангоут № 13.

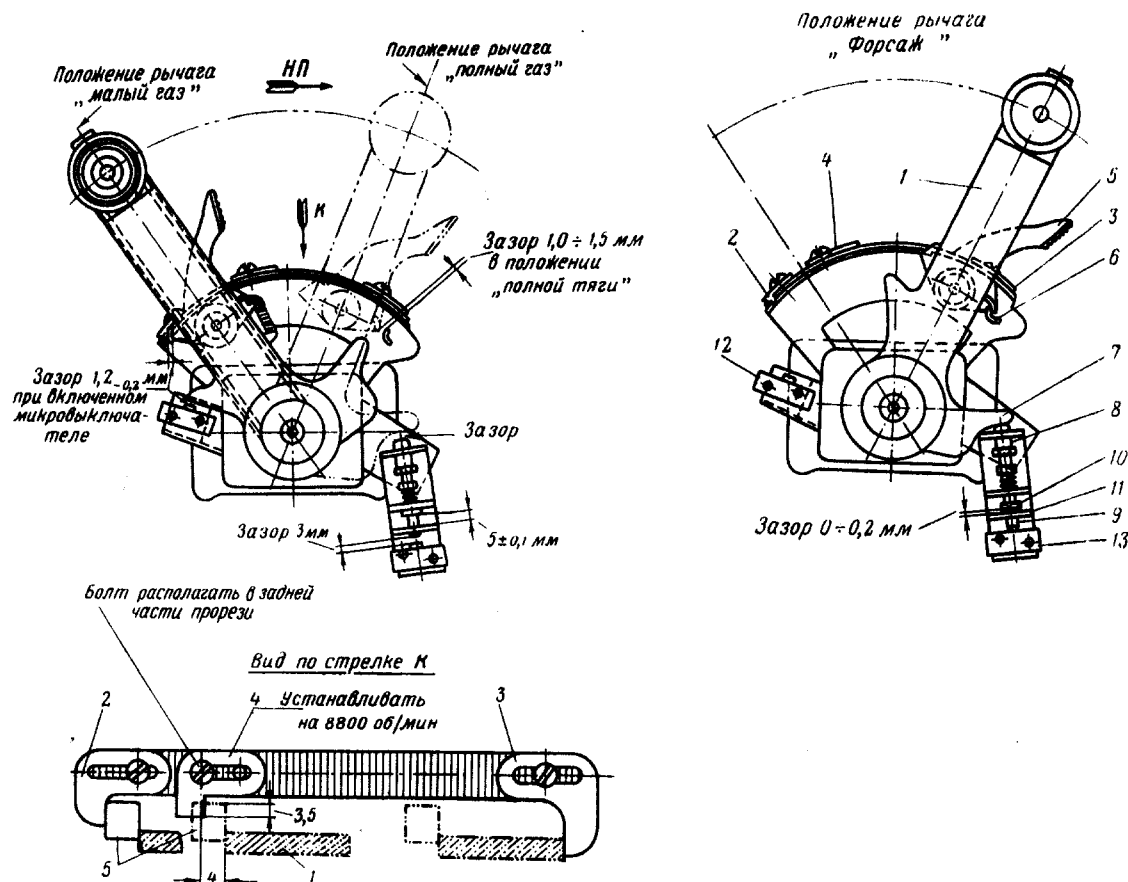
ления двигателем в отличие от самолетов МиГ-15бис и МиГ-17 имеет гашетку с пружиной и зубом, а также профилированный кулачок для включения микровыключателя КВ-6-2А электросистемы форсажа.

На секторе (кодонке рычагов) имеются упоры; в

один упирается зуб гашетки при положении рычага «Полный газ», а в другой—промежуточный упор—упирается гашетка рычага при движении на уборку газа из положения «Полный газ» (фиг. 55).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Для предохранения камеры от сжатия (сминания) при полетах с выключен-

ным форсажем на больших приборных скоростях (свыше 800 км/час) рычаг управления двигателем необходимо устанавливать впереди промежуточного упора, обеспечивающего необходимое число оборотов двигателя (упор отрегулирован на земле на 8800 об/мин).



Фиг. 55. Схема работы сектора газа.

1—рычаг сектора; 2—упор малого газа; 3—упор форсажа; 4—промежуточный упор; 5—гашетка; 6—упор фиксации форсажа; 7—кулачок рычага сектора; 8—головка нажимно-

го устройства; 9—шток нажимного устройства; 10—ограничительная гайка; 11—выступ кронштейна; 12—микровыключатель запуска; 13—микровыключатель включения форсажа

6. УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕМ И ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ

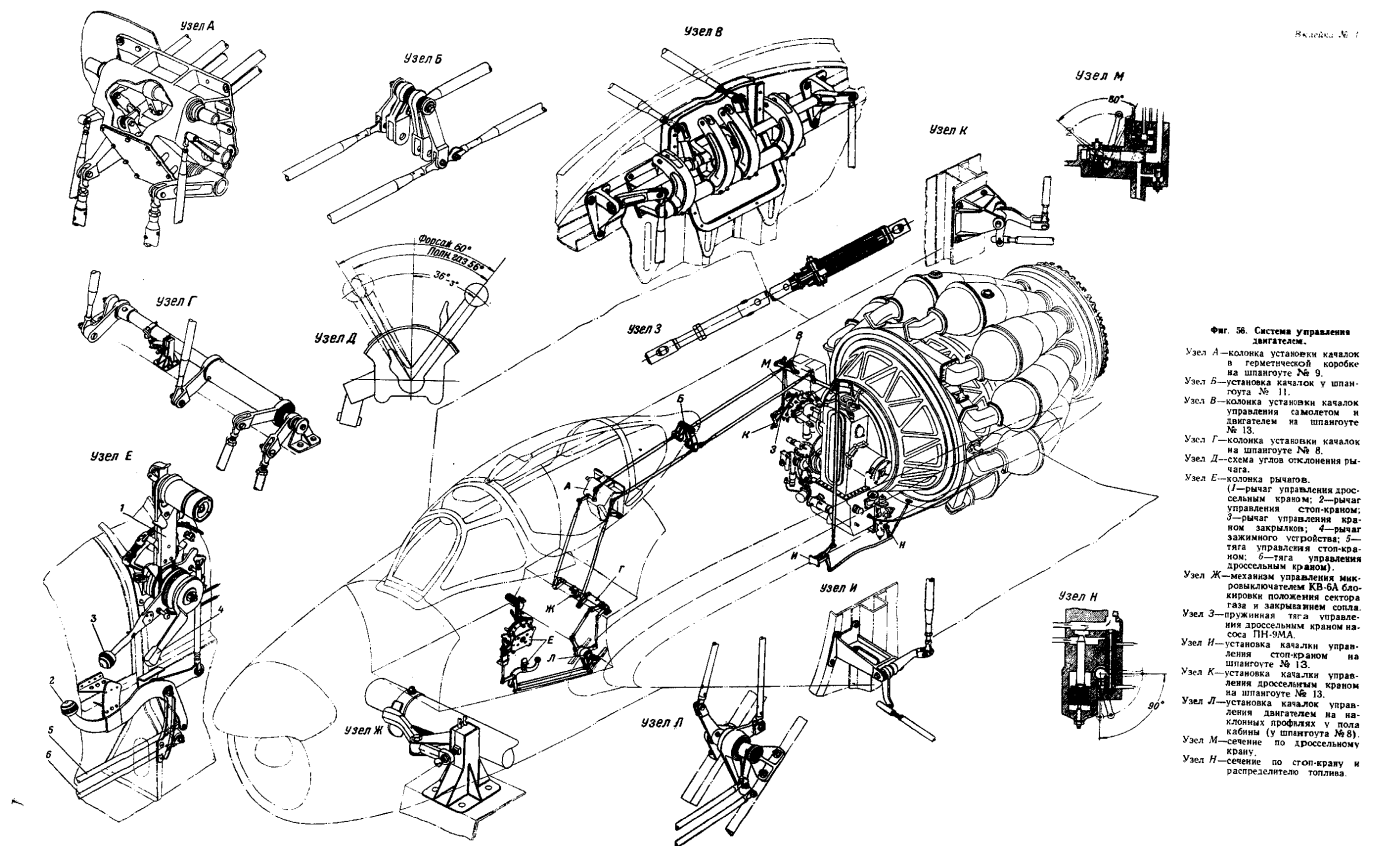
Управление двигателем (фиг. 56) состоит из управления дроссельным краном или рычагом все-режимного регулятора насоса ПН-9МА, стоп-краном и электрической системы управления форсажной камерой. Управление рычагом регулятора насоса ПН-9МА и стоп-краном — жесткое и состоит из системы тяг на качалках.

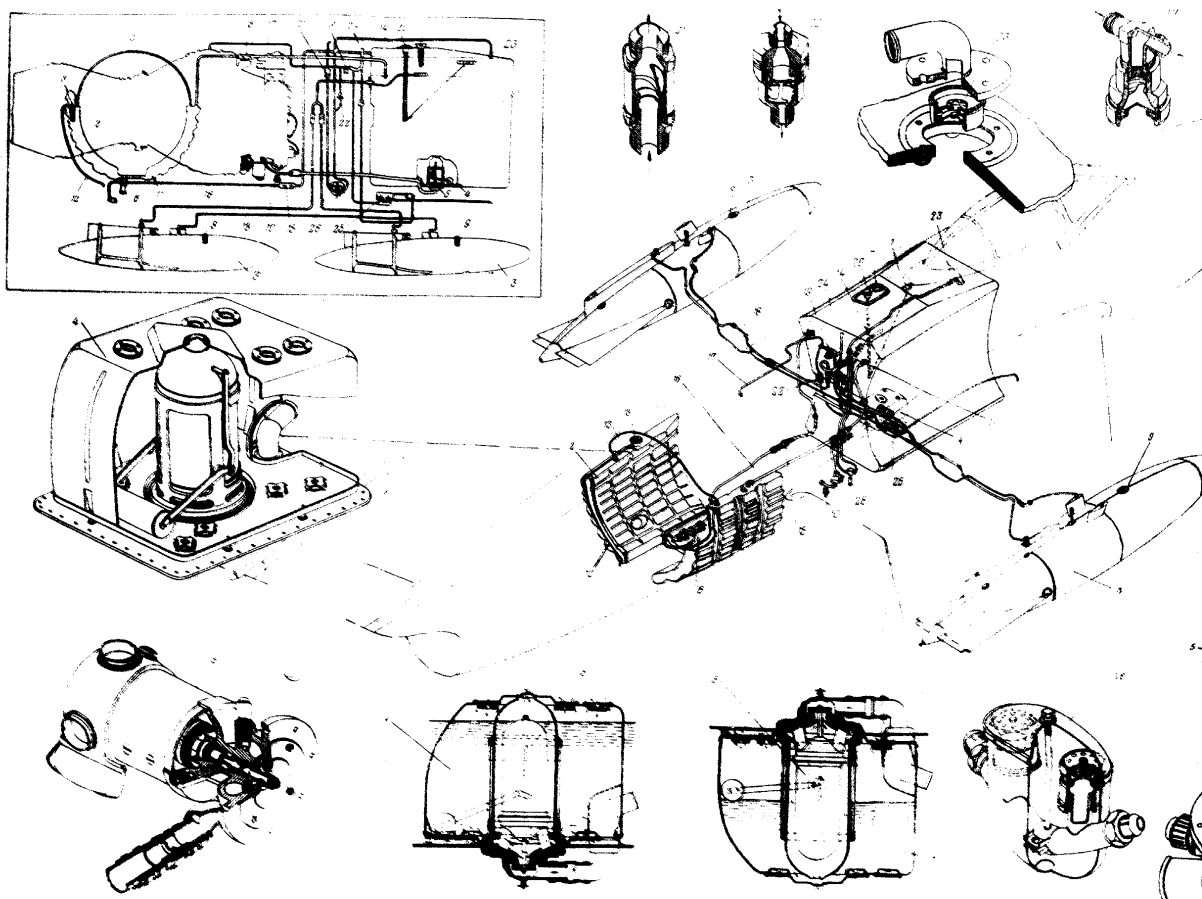
Включение форсажной камеры осуществляется дополнительным ходом рычага газа управления двигателем за упор режима максимальной тяги двигателя.

При необходимости перехода на форсажный режим летчик нажимает гашетку 1 (см. фиг. 53) и передвигает рычаг вперед до зацепления зуба 2 за упор 3. Рычаг управления двигателем 4 нажимает

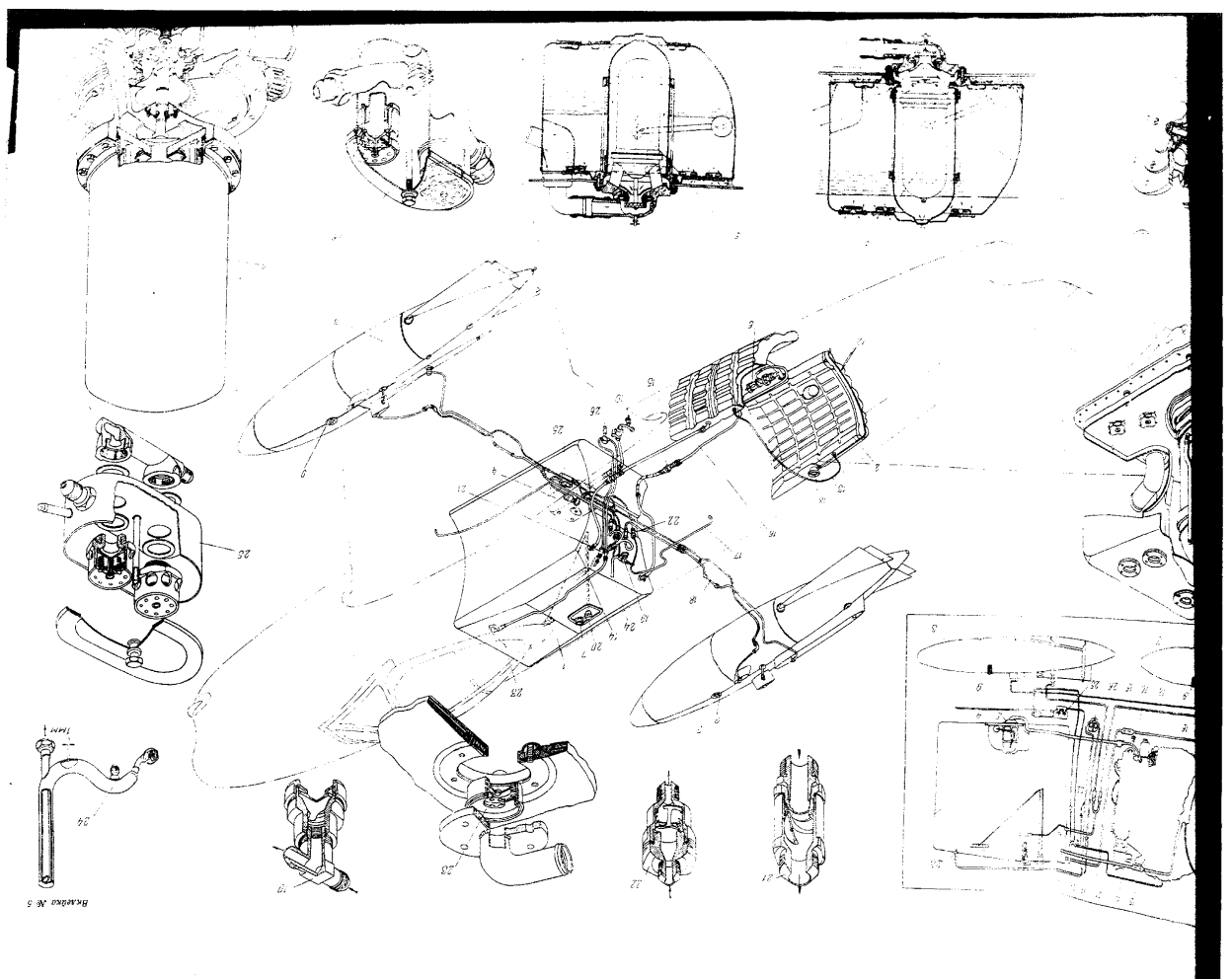
при этом на микровыключатель КВ6-2А (5), при включении которого осуществляется цикл включения форсажной камеры (см. работу электросистемы).

Дополнительный ход рычага управления двигателем, необходимый для включения форсажной камеры, обеспечивается тем, что тяга 1 (см. фиг. 54) имеет возможность увеличить свою длину благодаря находящейся в ней пружине. Таким образом, дальнейшее изменение положения рычага управления двигателем в кабине (при переходе на форсажный режим) не влечет за собой перемещения рычага все-режимного регулятора топливного насоса ПН-9МА, стоящего при этом на упоре.





Sanitized Copy Approved for Release 2010/05/25 : CIA-RDP80T00246A051500280001-9



Sanitized Copy Approved for Release 2010/05/25 : CIA-RDP80T00246A051500280001-9

Выключение форсажной камеры производится обратным перемещением рычага управления двигателем. Гашетку 1 (см. фиг. 53) нужно снова нажать для вывода из зацепления с зубом 2. В случае отказа системы выключения форсажной камеры имеется аварийное (дублирующее) выключение при помощи автомата защиты АЗС-5, смонтированного на левом электроштыке; при его включении произ-

водительность насоса подкачки топлива в форсажную камеру ПН-14А уменьшается до минимума.

Рычаг управления стоп-краном смонтирован на отдельном кронштейне, как на самолете МиГ-17, и имеет три фиксированных положения: «Открыто» и «Закрыто» — крайние положения и «Запуск» — промежуточное положение.

7. СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ

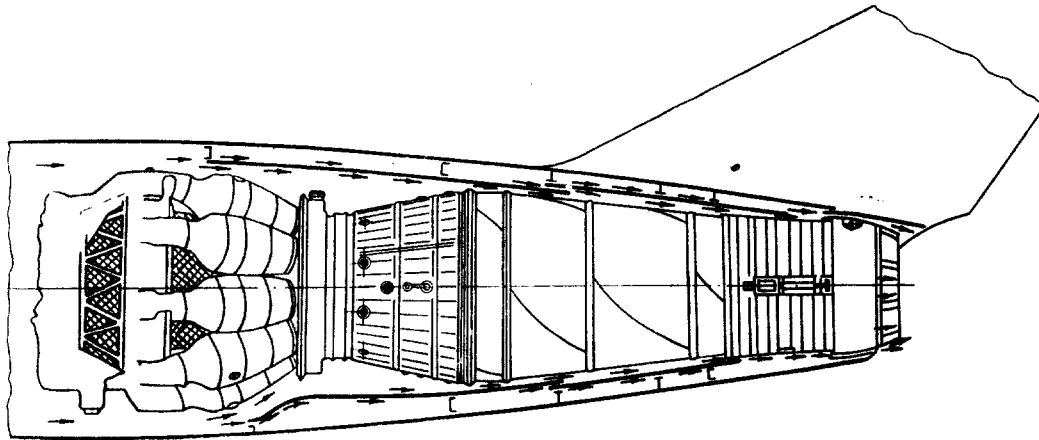
На самолете МиГ-17ПФ между форсажной камерой и обшивкой фюзеляжа установлен кожух обдува, сделанный из листового дюралюмина и стали Я1Т (см. описание фюзеляжа).

Назначением кожуха является создание необходимых щелей обдува и предохранение каркаса фюзеляжа от непосредственного теплового воздействия форсажной камеры (фиг. 57).

Кожух обдува в фюзеляже, идущий от шпангоута № 18 и заходящий за шпангоут № 28, телескопически соединяется с ограждающим кожухом на удлинительной части форсажной камеры, образуя

единую систему охлаждения форсажной камеры и фюзеляжа. Эта система состоит из щелей обдува между форсажной камерой и кожухом, между кожухом и каркасом.

В полете воздух, протекающий по обоим щелям, поступает из двигательного отсека благодаря избыточному давлению, создаваемому за счет скоростного напора. При гонке двигателя на земле течение воздуха имеет противоположное направление, что вызвано имеющимся в двигательном отсеке разрежением.



Фиг. 57. Схема охлаждения двигателя и фюзеляжа.

Стрелки показывают движение потока воздуха по щелям обдува.

8. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Топливная система имеет следующие отличительные особенности по сравнению с самолетами МиГ-17 и МиГ-15бис. Задний топливный бак имеет примерно такую же емкость, как на самолете МиГ-15бис, но конфигурация его изменена в связи с установкой форсажной камеры.

Для получения наибольшего объема поверхность баков выполнена с минимальными зазорами относительно внутреннего каркаса фюзеляжа. Крепление баков осуществляется продольными лентами, баки прижимаются к фюзеляжу по шпангоутам № 20 и 22.

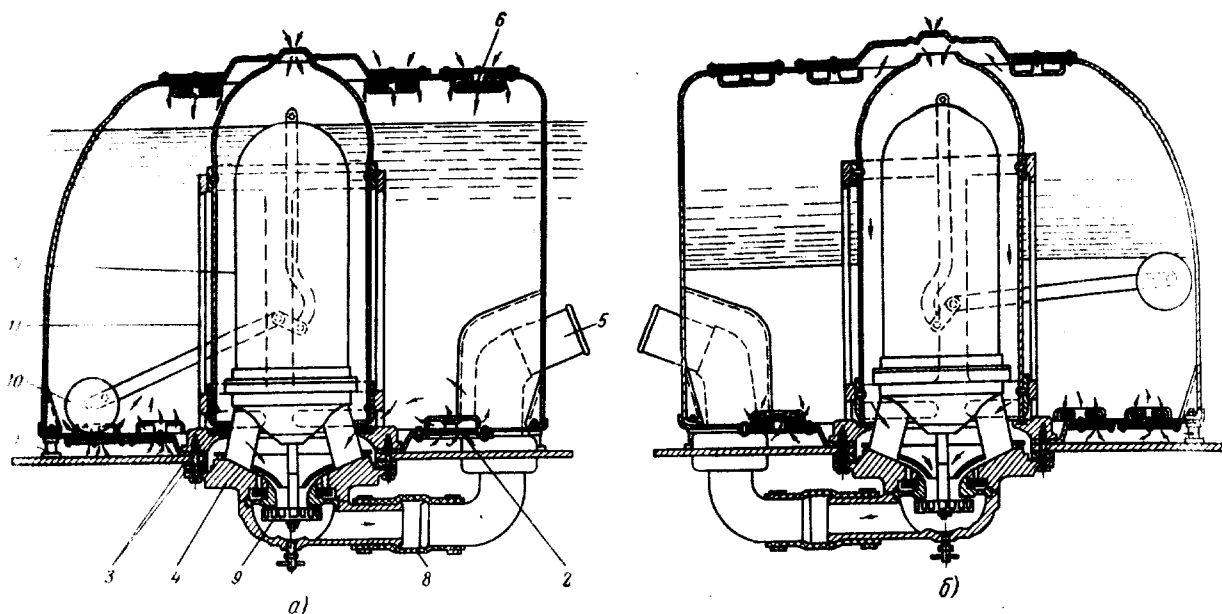
В связи с необходимостью увеличения избыточного давления на всасывании насосов ПН-9МА и ПН-14А (не менее 1 атм) в отсеке отрицательных

перегрузок переднего серийного фюзеляжного бака установлен насос 422А.

Поскольку наружные габариты подкачивающего насоса 422А больше габаритов насоса, установленного на самолете МиГ-17, изменен отсек отрицательных перегрузок при одновременном увеличении его емкости до 27 л (фиг. 58).

Изменена последовательность выработки топлива. Подача топлива из фюзеляжного бака № 2 (заднего) начинается после выработки 200 л из фюзеляжного бака № 1 (переднего) (на самолете МиГ-17 после 345 л).

Схема питания двигателя показана на фиг. 59. Система питания топливом состоит из двух фюзеляжных баков, двух подвесных баков, трубопровода и двух подкачивающих насосов,



Фиг. 58. Два положения отсека отрицательных перегрузок.

а—положение при нормальном полете; б—положение при перевернутом полете.

1—распорная втулка; 2—нижний тарельчатый клапан; 3—резиновые прокладки; 4—корпус насоса 422А; 5—патрубок; 6—верхний тарельчатый клапан; 7—кожух насоса 422А; 8—дюритовое соединение; 9—нагнетающее устройство; 10—груз; 11—направляющая кожуха насоса 422А.

Общая емкость фюзеляжных баков 1415 л (бак № 1 1250 л, бак № 2 165 л). Емкость двух подвесных баков — по 400 л каждый.

Соединение баков между собой в систему осуществляется металлическими трубами из материала АМГМ и гибкими шлангами. Заливка горючего производится через горловины, имеющиеся на каждом баке (на баке № 2 с левой стороны).

Для перекачивания топлива из подвесных баков в фюзеляжный бак № 1 в подвесные баки от компрессора двигателя подводится воздух под давлением $0,4 \text{ кг/см}^2$ (заборный штуцер установлен на горловине камеры сгорания № 1 двигателя). Чтобы давление воздуха не превышало $0,4 \text{ кг/см}^2$, через предохранительные клапаны стравливается избыточное давление.

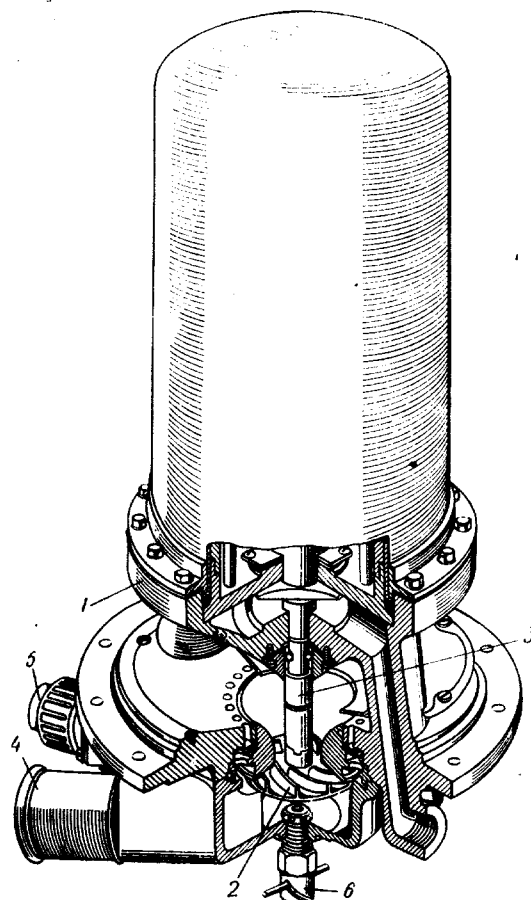
Для указания об окончании выработки топлива из подвесных баков и фюзеляжного бака № 2 установлены сигнализаторы СД-3, включающие соответствующие лампочки на доске приборов.

Чтобы обеспечить полную выработку топлива из подвесных баков и надежную работу сигнализатора СД-3, предохранительные клапаны системы подкачивания помещены в герметический кожух. В полость кожуха и полость статического давления сигнализатора СД-3 подведен скоростной напор через дренажную трубку, выведенную под правый зализ крыла.

Таким образом, влияние скоростного напора, подведенного через дренаж в главный бак, компенсируется соответствующим повышением рабочего давления в системе подкачивания подвесных баков.

Дренаж фюзеляжных баков осуществляется через трубку, выведенную в атмосферу из бака № 1. Для контроля расхода топлива в баке № 1 установлен керосиномер.

Для перекачивания топлива из бака № 2 в бак № 1 служит насос ПЦР, установленный на фюзеляже перед баком № 2, а для подачи топлива к на-



Фиг. 60. Подкачивающий насос (агрегат 422А).

1—корпус насоса; 2—крыльчатка; 3—ось вращения крыльчатки; 4—выводной патрубок; 5—электроразъем; 6—сливной кран.

сосу двигателя в баке № 1 установлен подкачивающий насос 422А (фиг. 60).

Фюзеляжный бак № 1 — мягкий, резиновый, установлен в носовой части фюзеляжа, как и на самолете МиГ-17, между шпангоутами № 9 и 13.

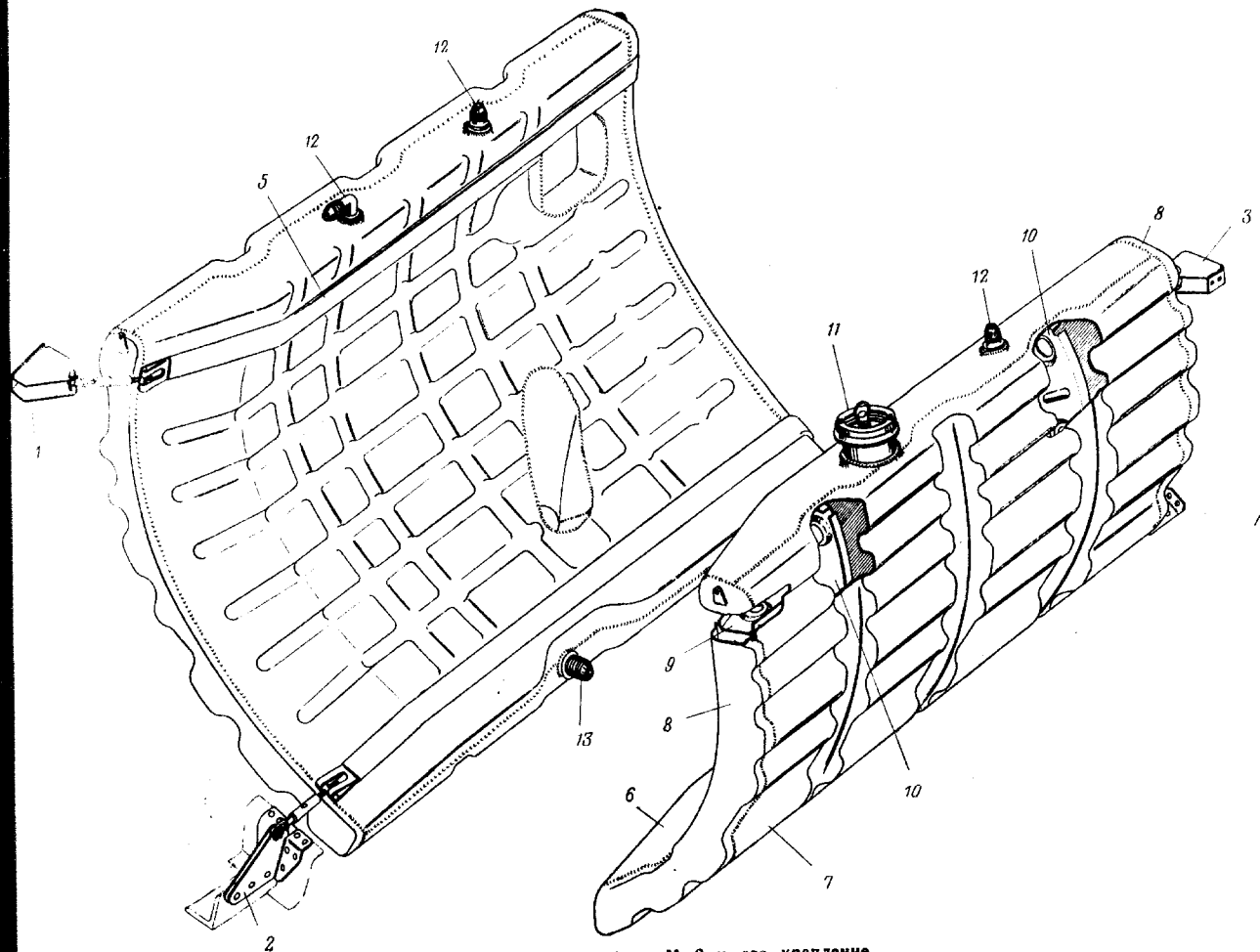
Фюзеляжный бак № 2 (фиг. 61) — сварной конструкции, изготовлен из материала АМЦ, установлен между шпангоутами № 19 и 23, выполнен в виде соединенных между собой трубопроводом в общий объем двух баков, каждый из которых состоит из обечайки, донышек, перегородок и арматуры; заливная горловина находится на левом баке, а сливная пробка — на правом. Подход к ним обеспечивается через лючки на фюзеляже.

Обе половины бака № 2 соединены между собой и с баком № 1 дренажными трубками. Бак № 2 крепится к фюзеляжу металлическими продольными лентами. Ленты заделаны на шпангоутах № 19—23 и стягиваются тендерами. Место установки бака № 2 закрывается экраном переднего кожуха обдува. Бак № 2 снимается и устанавливается при расстыкованном фюзеляже.

СИСТЕМА ПОДДАВЛИВАНИЯ ТОПЛИВА В ФЮЗЕЛЯЖНЫХ БАКАХ

Примененная на самолетах МиГ-17ПФ система поддавливания топлива в фюзеляжных баках от компрессора двигателя дополняет собой существующую систему наддува баков от скоростного напора через дренажную систему. Поддавливание предназначено для повышения работоспособности насоса 422А и для обеспечения устойчивости работы двигателя при полетах на больших высотах и на практическом потолке.

Поддавливание топлива в фюзеляжных баках производится воздухом, отбираемым от компрессора двигателя. Система поддавливания (фиг. 62) состоит из отборной трубки 13 с обратным клапаном 11; обратного клапана 4, установленного в дренажной трубке первого фюзеляжного бака; двух предохранительных клапанов 6, установленных на дренажной трубке первого фюзеляжного бака; обратного клапана 12 с отверстиями и прорезями, установленного в баке № 1.

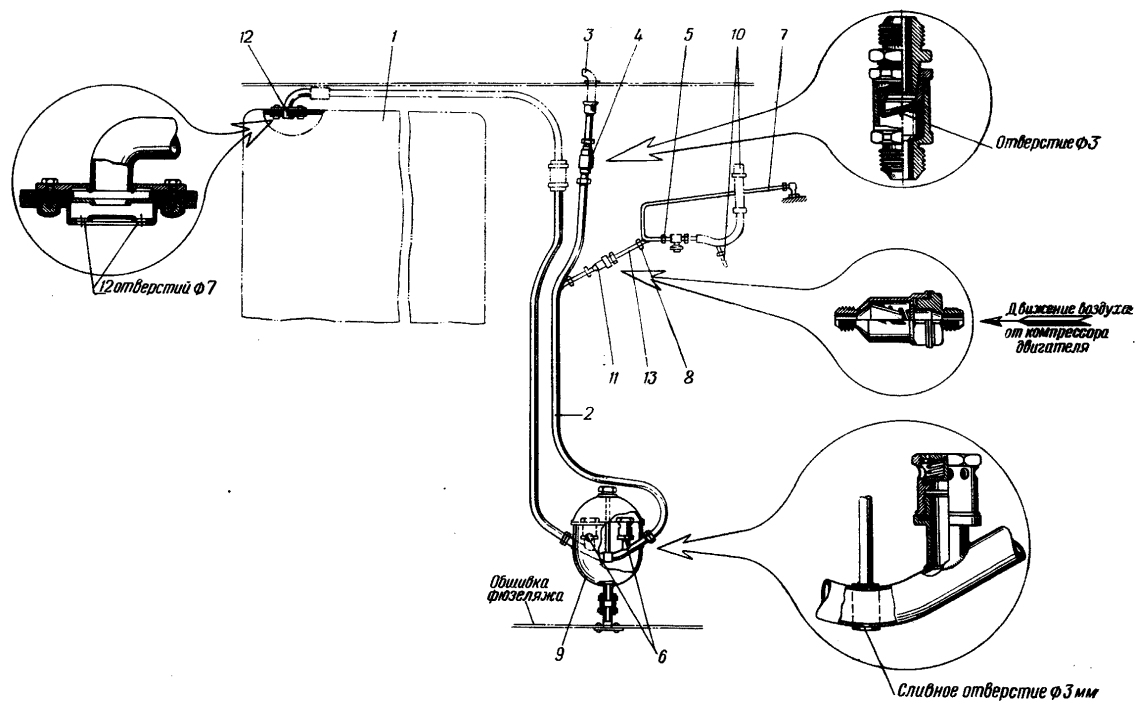


Фиг. 61. Конструкция бака № 2 и его крепление.

1—передний верхний узел крепления бака; 2—передний нижний узел крепления бака; 3—задний верхний узел крепления бака; 4—задний нижний узел крепления бака; 5—тяжная лента; 6—внутренняя обечайка бака; 7—наружная

обечайка бака; 8—донышко бака; 9—продольная перегородка; 10—поперечная перегородка; 11—заливная горловина; 12—штуцеры дренажа бака; 13—штуцер соединения баков.

54



Фиг. 62. Система подкачки топлива в фюзеляжных баках.
 1—бак № 1; 2—трубка дренажа; 3—заборник воздуха; 4—обратный клапан; 5—дроссель диаметром 3,2 мм; 6—предохранительные клапаны; 7—трубка от компрессора двигателя; 8—дроссель диаметром 3,5 мм; 9—герметическая коробка; 10—трубопровод системы подкачки подвесных баков; 11—обратный клапан; 12—обратный клапан; 13—отборная трубка.

Сжатый воздух для поддавливания топлива в фюзеляжных баках поступает из трубопроводов системы поддавливания подвесных баков по отборной трубке 13 (с обратным клапаном 11) в дренажную трубку 2. Величина расхода воздуха лимитируется дросселем 8 с диаметром отверстия 3,5 мм, установленным на входе в отборную трубку.

Из дренажной трубки 2 сжатый воздух поступает в бак № 1, а из него по трубопроводу дренажа в бак № 2. В дренажной трубке 2 за заборником скоростного напора воздуха установлен обратный клапан 4 (готовое изделие 670900) с просверленным в заслонке отверстием и новой пружинкой.

Клапан оттарирован на избыточное давление 0,05 кг/см² и служит для перекрытия дренажного трубопровода при уменьшении на больших высотах давления скоростного напора ниже давления воздуха, подаваемого в систему поддавливания от компрессора двигателя.

Ограничение избыточного давления воздуха, поступающего от компрессора, осуществлено путем переизбытка количества воздуха. Для этого в нижней петле дренажной трубки установлены два предохранительных клапана 6, оттарированных на открывание при избыточном давлении в 80—90 мм рт. ст.

Нижняя петля дренажной трубки и предохранительные клапаны заключены в герметическую коробку 9, из которой воздух, стравливаемый клапанами, и конденсат, поступающий из дренажной трубки через отверстие диаметром 3 мм, по сливной трубке отводятся в атмосферу.

Для предотвращения попадания конденсата, скапливающегося в дренажной трубке 2, в компрессор двигателя в трубке 13 имеется обратный клапан 11.

В баке № 1 в месте подвода дренажной трубки установлен обратный клапан 12 тарельчатого типа, который не допускает попадания топлива из бака в дренажный трубопровод.

ПОДВЕСНЫЕ БАКИ

Существует два варианта установки подвесных баков на самолеты МиГ-17ПФ:

- 1) установка неунифицированных подвесных баков, прилегающих к крылу;
- 2) установка унифицированных подвесных баков на стойках с обтекателями.

Неунифицированные подвесные баки

Прилегающие подвесные баки (фиг. 63) подвешиваются под крылом к бомбовым замкам Д4-50, установленным в специальных мостах крыла. Баки — сварные цельнометаллические, изготовлены из материала АМЦ. Каркас бака имеет продольный и поперечный наборы.

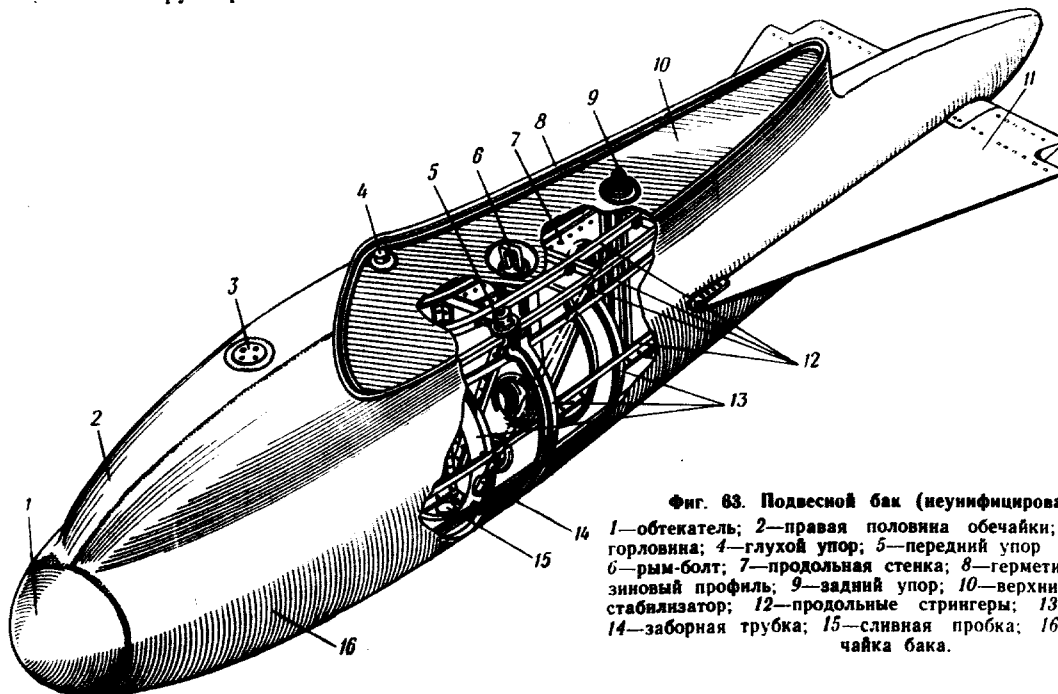
В баки вмонтированы рым-болты для подвески к бомбовым замкам крыла. Каждый бак имеет три упора (два передних и один задний); через передние упоры баков, расположенные ближе к оси самолета, проходит воздушная проводка системы поддавливания, а через задние упоры — топливный трубопровод; вторые передние упоры глухие. Каждый бак имеет заливную горловину и сливную пробку.

На хвостовой части баков установлены стабилизаторы, обеспечивающие надежное сбрасывание баков в полете. Стабилизатор бака состоит из листовой обшивки, закрепленной в передней части к двум узлам, приваренным по бокам обечайки бака, и в задней части — к стержню, проходящему сквозь бак.

Баки сбрасываются в полете при нажатии на нижнюю кнопку (для сбрасывания бомб) на ручке управления самолетом или на кнопку аварийного сбрасывания, установленную на щитке в кабине.

Унифицированные подвесные баки

Унифицированные подвесные баки (емкостью по 400 л) — цельнометаллические, имеют обтекаемую



Фиг. 63. Подвесной бак (неунифицированный).

1—обтекатель; 2—правая половина обечайки; 3—заливная горловина; 4—глухой упор; 5—передний упор (воздушный); 6—рым-болт; 7—продольная стенка; 8—герметизирующий резиновый профиль; 9—задний упор; 10—верхний лист; 11—стабилизатор; 12—продольные стрингеры; 13—диафрагмы; 14—заборная трубка; 15—сливная пробка; 16—левая обечайка бака.

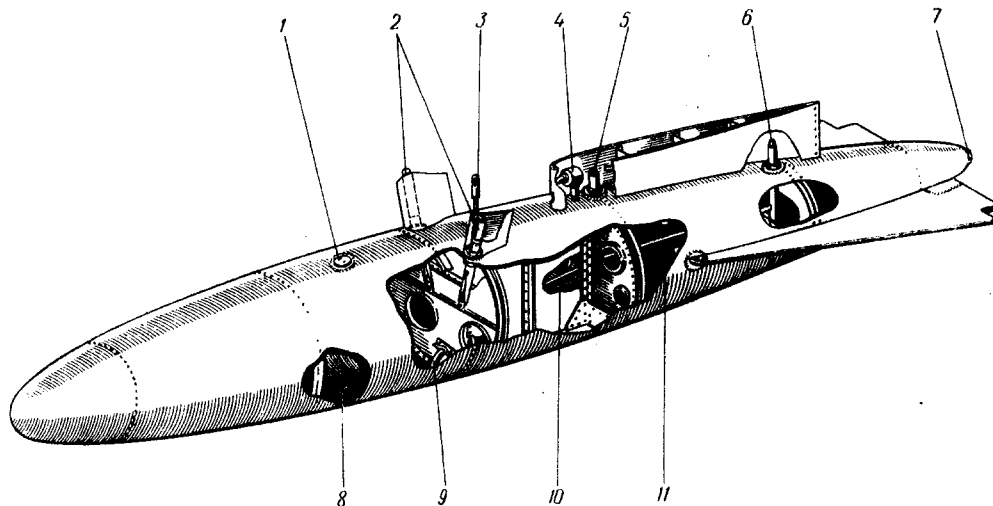
форму с круглым сечением, три стойки для крепления бака к крылу самолета и стабилизатор (фиг. 64).

Конструкция бака включает обечайку из материала АМЦ и внутренний каркас, состоящий из трех поперечных диафрагм, связанных с опорными стойками, и одной продольной диафрагмы, установленной между передними диафрагмами в средней части бака. Унифицированные подвесные баки мо-

жно устанавливать на самолеты МиГ любого типа, а также переставлять с одного крыла на другое.

Выпускаются баки с двумя вариантами передних узлов:

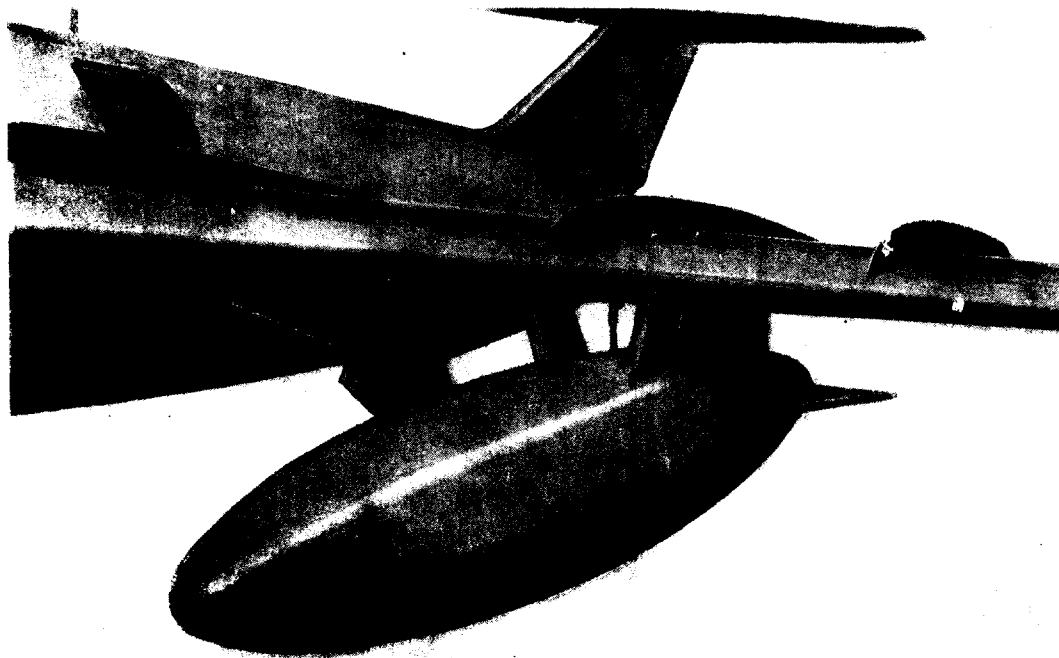
1-й вариант (временный) — упоры невзаимозаменяемы, при перестановке баков с правого крыла на левое и наоборот необходимо использовать различные (правые и левые) передние упоры;



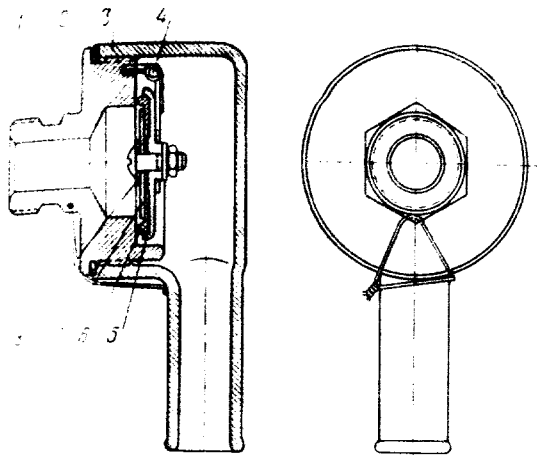
Фиг. 64. Подвесной бак (унифицированный).

1—заливная горловина, 2—передние стойки; 3—рым-болт; 4—вакуум-клапан; 5—задний узел (ближний); 6—задний узел (дальний); 7—дополнительная сливная пробка; 8—слив-

ная пробка; 9—заборник топлива; 10—топливный трубопровод в варианте для МиГ-17; 11—топливный трубопровод в варианте для МиГ-15бис.



Фиг. 65. Унифицированный подвесной бак под крылом.



Фиг. 66. Конструкция вакуум-клапана.

1—шток; 2—прокладка; 3—корпус; 4—ось; 5—тарелка; 6—клапан; 7—шайба; 8—прокладка.

2-й вариант (основной) — упоры взаимозаменяемы. При перестановке баков с правого крыла на левое и наоборот можно использовать одни и те же упоры.

Угнелированные подвесные баки, как и прилегающие подвесные баки, подвешиваются под крылом на бомбовые замки и могут быть сброшены в полете.

Жесткость подвески баков достигается благодаря трем опорным узлам, выполненным в виде пустотелых стоек с опорами (см. фиг. 64 и 65). На двух передних стойках 2 монтируются глухая и воздухопроводящая опоры, которые могут переставляться в зависимости от установки бака на левое или правое крыло самолета.

Задняя стойка является опорой и топливопроводом. Она имеет два задних узла: ближний 5 к передним стойкам — предназначен для установки баков на самолеты МиГ-17, МиГ-17Ф и МиГ-17ПФ. Дальний узел 6 выполняет аналогичные функции при установке этих баков на самолеты МиГ-15бис.

В задней стойке бака закрыты тремя обтекателями. В первом обтекателе расположены обе задние стойки вакуум-клапан 4. Вакуум-клапан (фиг. 66) обеспечивает баки от смятия в результате возникновения разности давлений внутри бака и снаружи при быстром снижении самолета. Клапан открывается, когда давление окружающей атмосферы превышает давление внутри бака на $0,05 \text{ кг/см}^2$.

При установке упоров передних стоек и их обтекателей правый и левый баки не отличаются друг от друга. Каждый бак имеет заливную горловину 1 с заливной пробкой 8 (см. фиг. 64). На хвостовой части бака установлены треугольные стабилизаторы, обеспечивающие надежное сбрасывание баков в полете. В хвостовой части бака имеется дополнительная заливная пробка 7 для слива жидкости при производстве баков в процессе производства и эксплуатации.

Обтекатели передней стойки бака снабжены опорными площадками для поджатия наконечников автомата одновременного сбрасывания; в случае перестановки бака с одного крыла на другое (в 1-м варианте) обтекатели остаются на крыле на своем

месте, а опорные части стоек необходимо поместить местами.

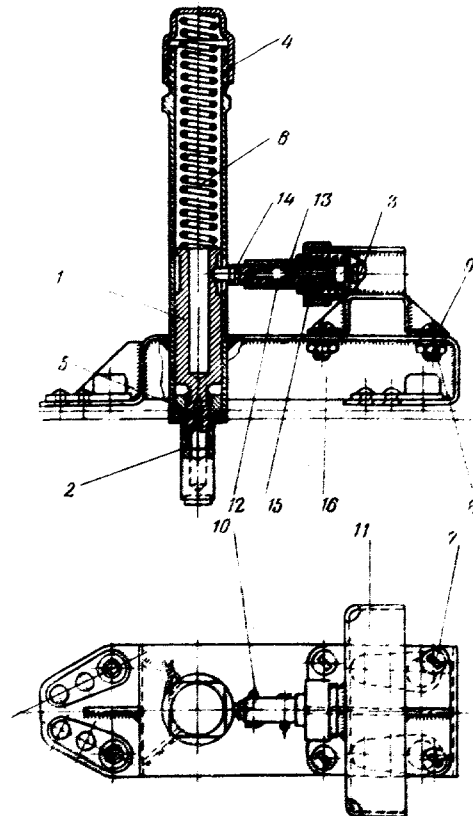
АВТОМАТ ОДНОВРЕМЕННОГО СБРАСЫВАНИЯ (АОС) ПОДВЕСНЫХ БАКОВ

Автоматы одновременного сбрасывания подвесных баков (АОС) (фиг. 67) устанавливаются на самолете (фиг. 68) для того, чтобы обеспечить сбрасывание второго подвесного бака в случае самопроизвольного срыва одного из баков.

Автомат одновременного сбрасывания установлен с помощью кронштейна на нижней обшивке каждого крыла в зоне подвески баков, в районе передних упоров баков (рядом с замками Д4-50). Кронштейн крепится к обшивке крыла четырьмя болтами.

Автомат состоит (см. фиг. 67) из наружного регулируемого наконечника 2 с резиновой пробкой, пружины и подвижного золотника с шейкой 1, заключенных в стакан 4 с вырезом под боек 14 с пружиной к микровыключателю КВ-6А (поз. 3). При подвешенном баке наконечник и золотник поджаты внутрь корпуса автомата одновременного сбрасывания (фиг. 69).

Включение микровыключателей 3 (см. фиг. 67) в сеть производится через выключатели В-45, установленные на нижней обшивке крыльев в зоне нервюры № 12 и 13 крыла. Напряжение подается по

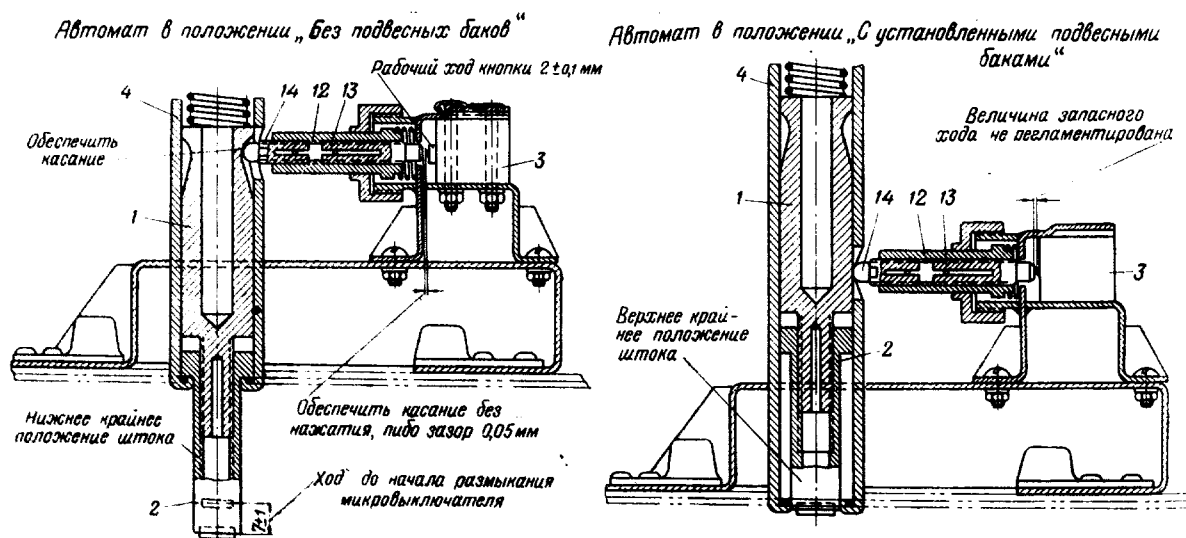


Фиг. 67. Автомат одновременного сбрасывания баков.

1—золотник; 2—наконечник; 3—микровыключатель КВ-6А; 4—стакан; 5—шпилька; 6—пружина; 7—винт; 8—гайка; 9—шайба; 10—шплинт; 11—кронштейн микровыключателя; 12—штулка; 13—шток; 14—бой; 15—гайка; 16—кронштейн.



Фиг. 68. Место установки автомата одновременного сбрасывания в крыле.
1 — наконечник АОС.



Фиг. 69. Два положения автомата одновременного сбрасывания баков.
(Позиции соответствуют позициям на фиг. 67).

проводке для тактического сбрасывания бомб, а взаимосвязь между замками (открывание второго замка при срабатывании одного из замков) — по проводке аварийного сбрасывания бомб.

Автомат одновременного сбрасывания работает следующим образом: при подвешенных подвесных баках боек 14 упирается в золотник 1, при этом

микровыключатель 3 находится в разомкнутом состоянии и электроцепь разомкнута.

При срыве одного из баков золотник 1 поступательно перемещается под действием пружины 6 и боек 14 попадает с выступа на шейку золотника: при этом электроцепь замыкается, оставшийся закрытым замок открывается и второй бак сбрасывается.

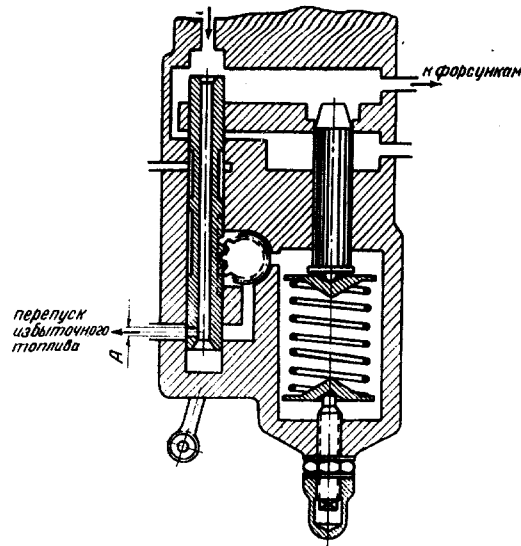
9. АВТОНОМНЫЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ

Система автономного запуска двигателя на самолете МиГ-17ПФ аналогична улучшенной системе запуска на самолете МиГ-17 с двигателем ВК-1А с аккумулятором 12САМ25, с шунтировкой серийной обмотки стартера СТ-2-48В и доработанным стоп-краном на АРТ-8В (фиг. 70).

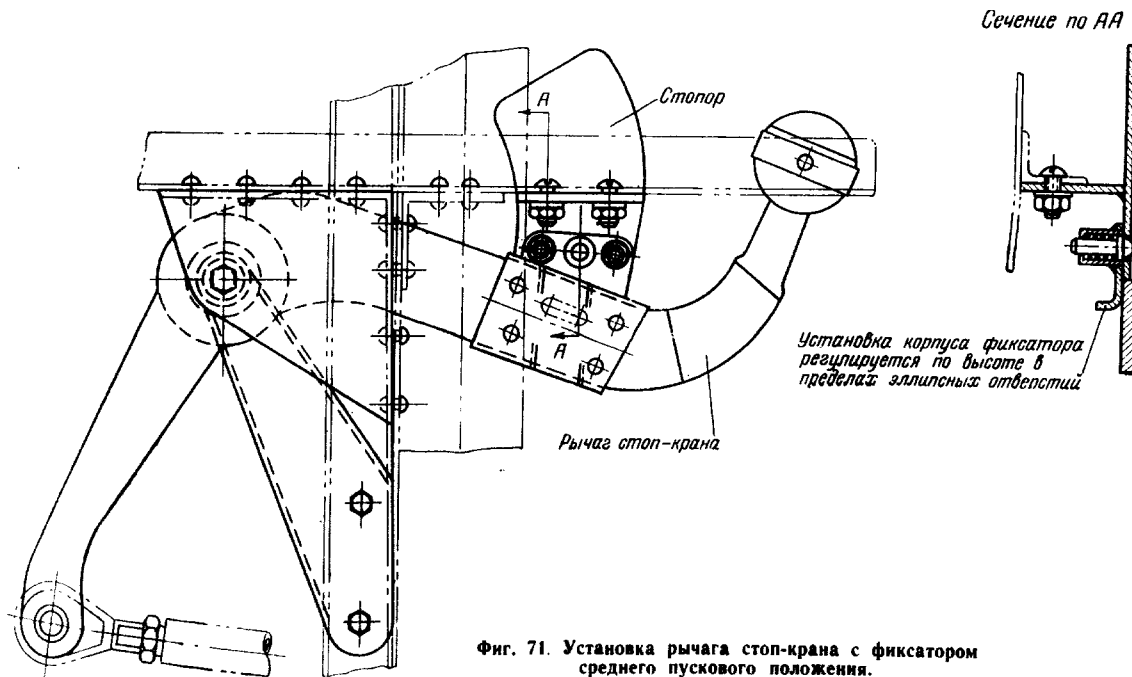
Шунтировка серийной обмотки в стартере СТ-2-48В приводит к ослаблению магнитного поля в серийной обмотке, что улучшает эффективность стартера и повышает число оборотов двигателя в конце цикла запуска примерно на 400–600 об/мин, т. е. делает запуск более надежным и простым.

Одновременно, чтобы избежать помпажа при запуске, доработан стоп-кран АРТ-8В — в его конструкцию введено дозирующее отверстие. Когда стоп-кран установлен в среднее фиксированное положение, это отверстие дает топливо в количестве, достаточном для раскрутки двигателя до 1200 об/мин без появления бурления (хлопков).

Дальнейшая раскрутка двигателя должна происходить при полностью открытом стоп-кране. Для фиксирования стоп-крана в промежуточном положении на рычаге управления стоп-краном установлен фиксатор (фиг. 71).



Фиг. 70. Стоп-кран АРТ-8В.



Фиг. 71. Установка рычага стоп-крана с фиксатором среднего пускового положения.

10. ПРОТИВОПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Противопожарное оборудование самолета МиГ-17ПФ аналогично соответствующему оборудованию самолета МиГ-17. Система противопожарного оборудования самолета служит для сигнализации о пожаре и тушения пожара в зоне расположения двигателя.

В комплект оборудования входят:

1) два баллона емкостью по 3 л каждый, напол-

ненные углекислотой из расчета 0,7 г на 1 см³ объема. Баллоны закупорены пироголовками, которые одновременно служат устройством для ввода баллонов в действие. Пироголовки заряжены патронами ПП-3;

2) трубопровод, соединяющий баллоны с противопожарным коллектором на двигателе;

3) четыре термоизвещателя, установленные: два

пверху по бокам в зоне между шпангоутами № 19 и 20 и два внизу по стрингеру № 8 между шпангоутами № 18 и 19. Термоизвещатели срабатывают в диапазоне температур 170—200°C;

4) электросистема передачи сигнала от термоизвещателя к сигнальной лампочке и электрическая система управления пироголовками баллонов.

На левом пульте у приборной доски расположена сигнальная лампочка, связанная электропроводкой с термоизвещателями, и «пожарная» кнопка для включения взрывного устройства пироголовки.

При повышении температуры в зоне расположения термоизвещателей до 170—200°C их контакты замкнут цепь и загорится сигнальная лампочка красного цвета — «Пожар» (фиг. 72).

Нажатием на «пожарную» кнопку вводятся в действие пироголовки, в которых взрывом пиропатрона пробиваются мембраны, углекислоте открывает-

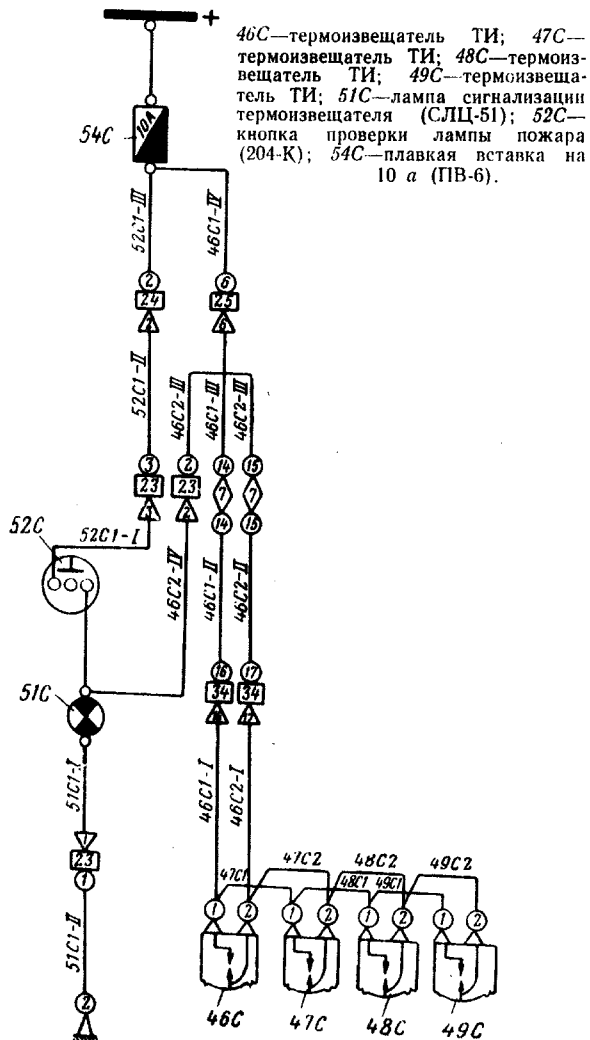
ся выход из баллонов и она через коллектор выбрасывается в отсек двигателя.

Примечание. На самолетах МиГ-17ПФ последних серий (с № 580623) установлены сигнализаторы типа АД-155А-3К, состоящие из стальной панели, на которой укреплены контакты и клеммы, изолированные от панели слюдяными прокладками.

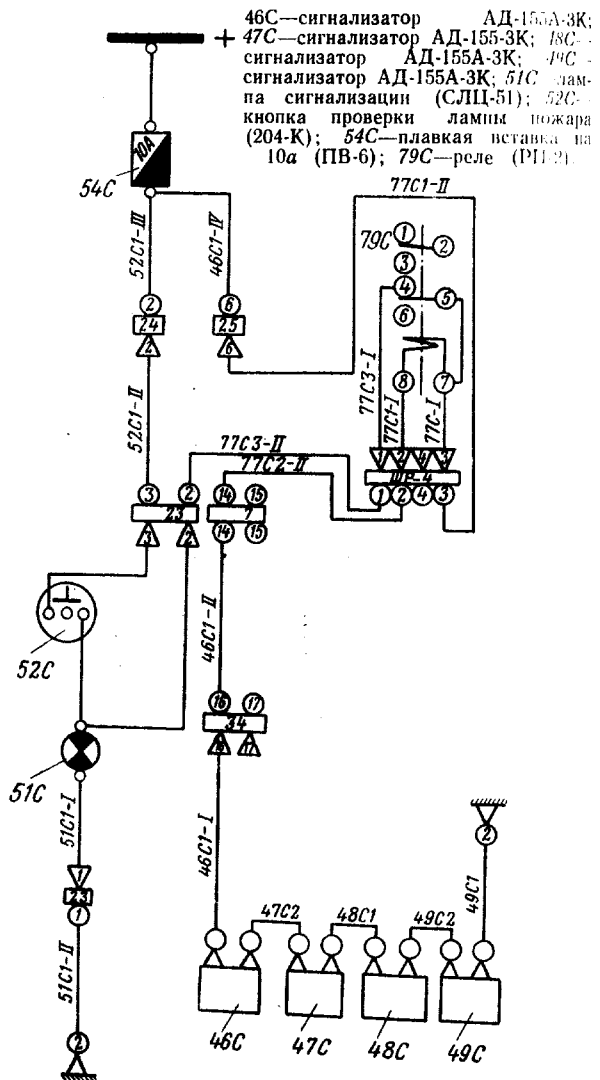
На одном из контактов укреплен вогнутая биметаллическая пластинка, имеющая шайбу-контакт. Пластинка и контакты закрыты защитным колпачком.

Сигнализаторы пожара в отличие от термоизвещателей типа ТИ работают по принципу размыкания электрической цепи. В связи с этим в цепи пожарной сигнализации в кабине установлено реле типа РП-2, замыкающее (при срабатывании сигнализатора пожара) электрическую цепь сигнальной лампы «Пожар» (фиг. 73). Сигнализаторы пожара отрегулированы на температуру срабатывания в диапазоне 180±20°C.

Самолеты, находящиеся в эксплуатации, должны обслуживаться в соответствии с бюллетенем № ГК-392.



Фиг. 72. Схема подсоединения термоизвещателей пожара типа ТИ. (Номера позиций соответствуют спецификации и позициям на фиг. 74).



Фиг. 73. Схема подсоединения сигнализаторов пожара типа АД-155А-3К. (Номера позиций соответствуют спецификации и позициям на фиг. 74).

ГЛАВА VII

ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

Электрооборудование самолета (фиг. 74) обеспечивает работу пилотажно-навигационной аппаратуры, приборов контроля работы двигателя, радио- и радиолокационных установок, сигнальной аппаратуры, вооружения, системы запуска двигателя, работу электромеханизмов и электрокранов.

Система электрооборудования — однопроводная. Ток — постоянный, напряжение 28,5-26 в. Система

электрооборудования состоит из энергетического узла, коммутационной аппаратуры (электрожгуты, выключатели, автоматы защиты сети и т. п.) и потребителей электроэнергии.

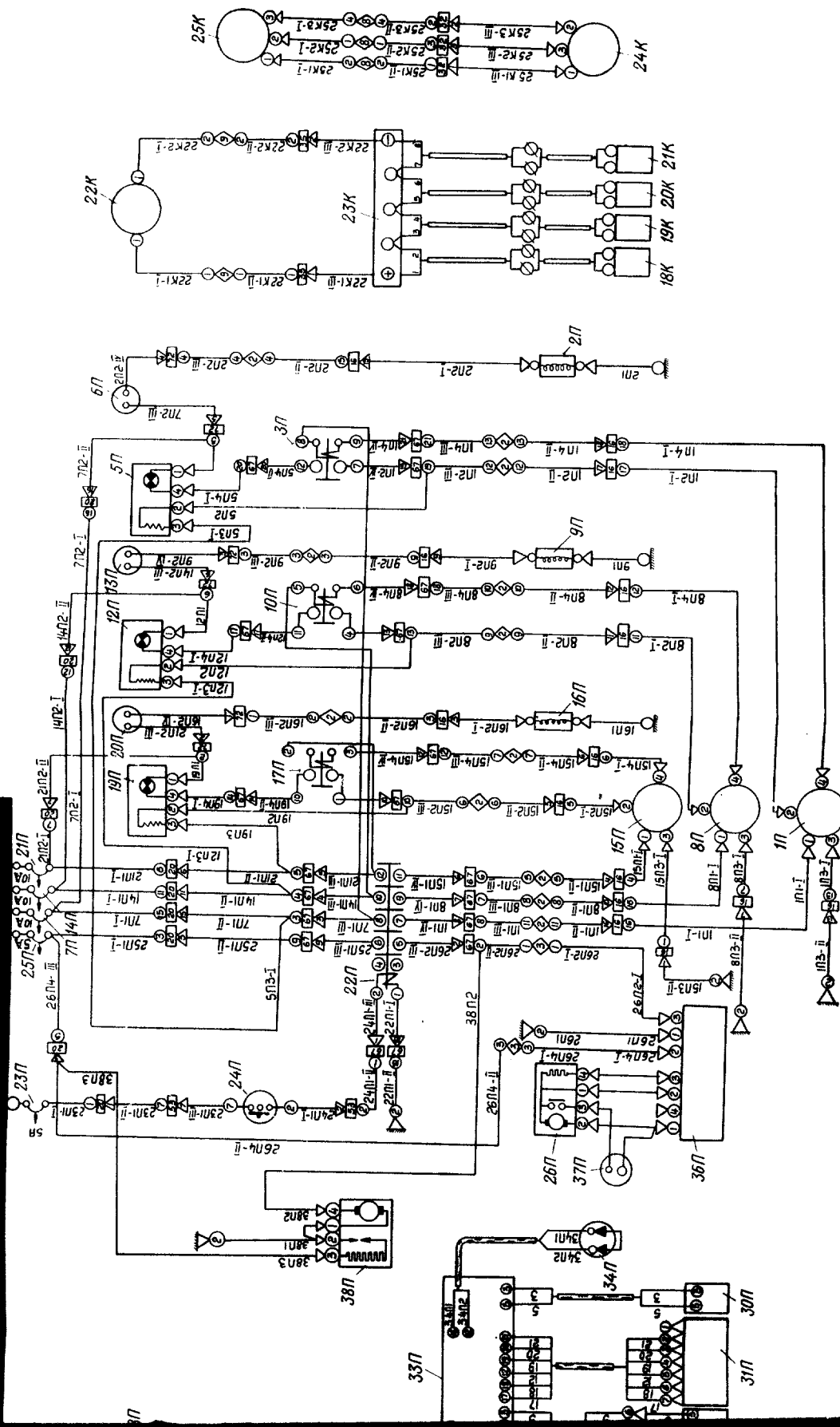
В хвостовой части фюзеляжа внизу, в зоне высоких температур (от форсажной камеры), электропроводка обмотана шнуровым асбестом в два слоя и покрыта слоем жидкого стекла.

1. СПЕЦИФИКАЦИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА

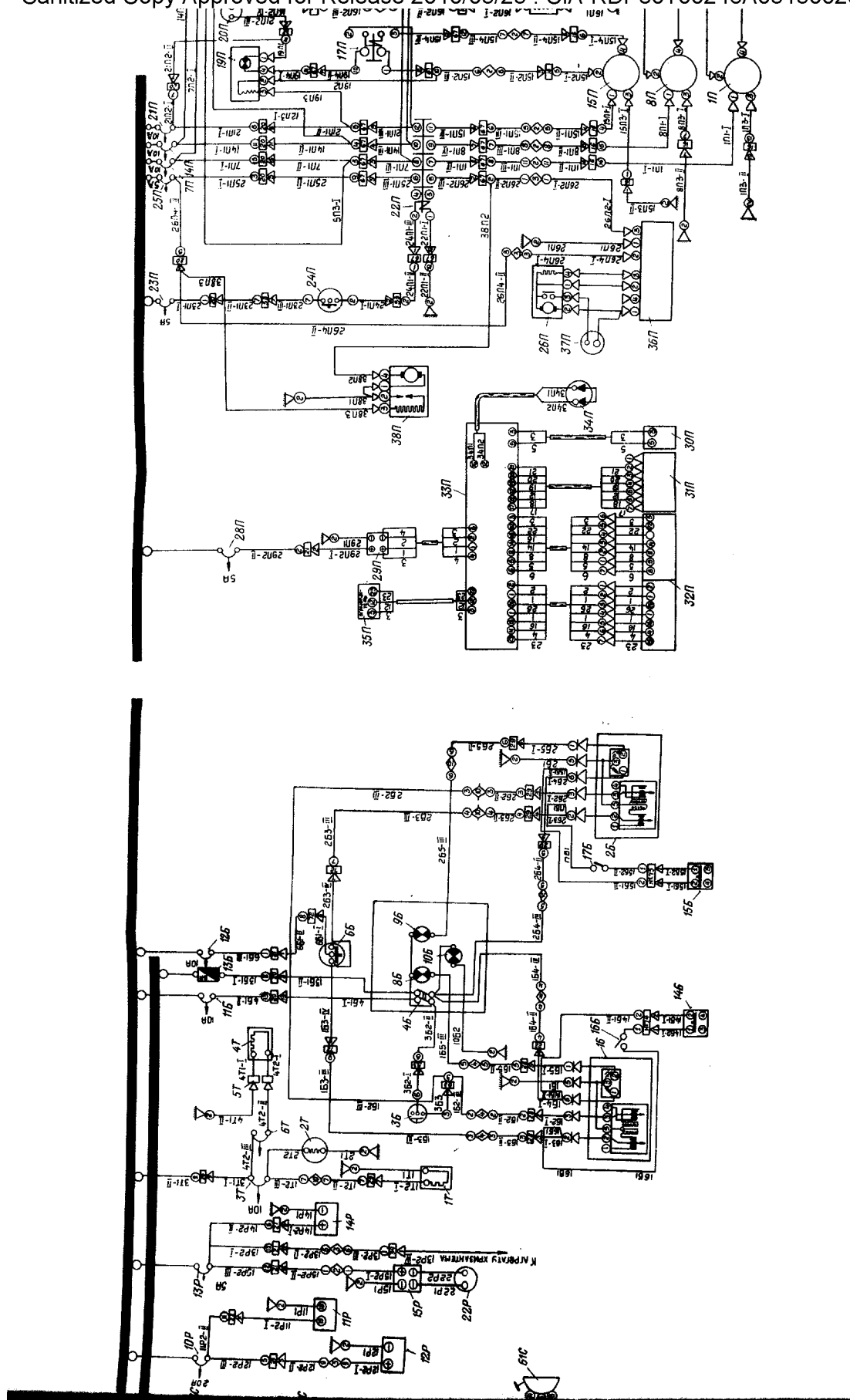
№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип	№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип
	Энергетический узел				
19	Генератор	ГСР-6000	189	Контактор	К-200Д
29	Минимальное реле	ДМР-400	199	Инерционный предохранитель	ИП-50
39	Регулятор напряжения	P-25A	209	Инерционный предохранитель	ИП-50
49	Шунт амперметра	A-46	219	Инерционный предохранитель	ИП-50
59	Амперметр	A-46	449	Реле сигнала отказа генератора	РТ-40
69	Тугоплавкий предохранитель	ТП-200	459	Сигнал отказа генератора (цвет красный)	СЛЦ-51
79	Трансформатор	T-II	489	Реле автоматического отключения аэродромного источника питания	РП-2
89	Конденсатор	КБМ-31	499	Выносное сопротивление	BC-25A
99	Плавкая вставка в цепи РТ-40 сигнала отказа генератора	ПВ-6		Электромеханизмы	
109	Выключатель	B-45	1M	Стартер для запуска двигателя (на двигателе)	СТ-2-48B
139	Бортовой аккумулятор	12СAM-28	2M	Пусковая панель	ПС-2B
149	Релейная коробка бортового аккумулятора	РПА-200A	3M	Пусковой насос	ПНР-45B
159	Релейная коробка аэродромного аккумулятора	РПА-200A	5M	Подкачивающий насос	Агрегат № 422A
169	Выключатель	B-45	6M	Фильтр	ПК-500
179	Вольтметр	B-46	7M	Автоматический выключатель на 5 а	A3C-5

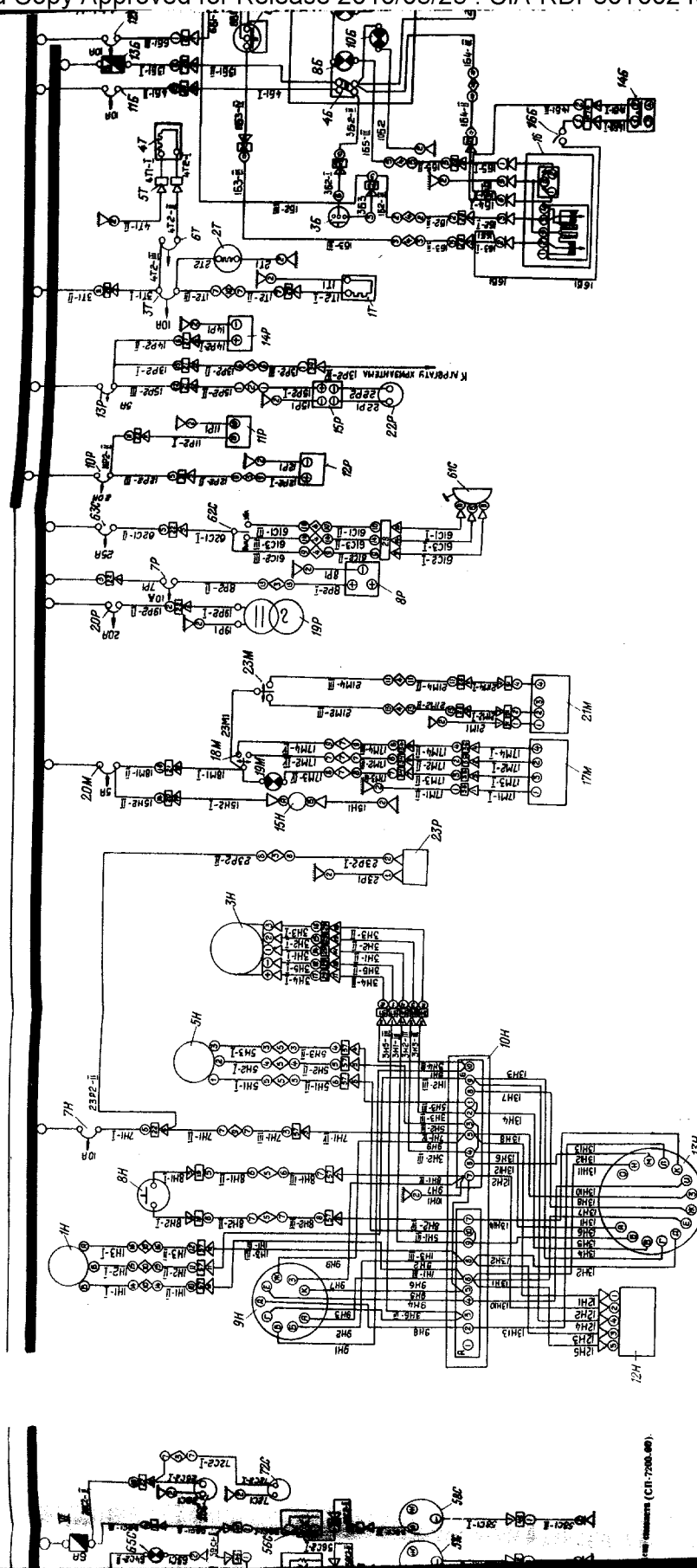
№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип	№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип
8M	Подкачивающий насос	ПЦР1-5	5E	Клапан пусковой форсажа (правый)	---
9M	Фильтр	Ф-14А	6E	Кнопка запуска двигателя (на секторе газа)	204K
10M	Инерционный предохранитель	ИП-5	7E	Микровыключатель запуска двигателя на земле	KB-6-2A
17M	Механизм управления триммером руля высоты	УТ-6Д	8E	Лампа сигнализации запуска двигателя в воздухе (цвет красный)	СЛЦ-51
18M	Нажимной переключатель триммера руля высоты	ПН-45	9E	Реле для запуска (зажигания)	РТ-40
19M	Лампа сигнализации нейтрального положения триммера руля высоты (цвет белый)	СЛЦ-51	11E	Выключатель зажигания в воздухе	В-45
20M	Автомат защиты цепи ЭУП, триммера руля высоты, элерона	АЗС-5	12E	Пусковая катушка	КПМ-1А
21M	Механизм управления триммером элерона	УТ-6Д	13E	Свеча зажигания	К-284
23M	Нажимной переключатель триммера элерона	ПН-45	14E	Микровыключатель форсажа	KB-6-2A
26M	Лампа сигнализации выпущенного положения тормозных щитков (цвет зеленый)	СЛЦ-51	Контрольные приборы двигателя		
27M	Концевой выключатель выпущенного положения тормозных щитков	ВК-2-140В	1K	Сигнализатор пускового давления на 0,3 кг/см ²	СД-3
30M	Выключатель для тормозных щитков	В-45	2K	Лампа сигнализации пускового давления (цвет красный)	СЛЦ-51
31M	Кнопка для тормозных щитков	204K	7K	Сигнализатор работы подкачивающего насоса	СД-3
32M	Гидроэлектродкран	ГА-13-5	8K	Лампа сигнализации подкачивающего насоса (цвет зеленый)	СЛЦ-51
33M	Переключатель шасси	ППН-45	9K	Датчик топливомера с сигнализатором	КЭС-857
34M	Автомат защиты на 10 а	АЗС-10	10K	Указатель топливомера	КЭС-857
35M	Гидроэлектродкран	ГА-74	11K	Лампа сигнализации остатка топлива (цвет красный)	СЛЦ-51
36M	Переключатель гидросилителя	ПП-45	12K	Приемник манометра П100 для топлива	ЭМИ-3Р
37M	Выключатель открытия сопла	В-45	13K	Указатель манометра П100 для топлива	ЭМИ-3Р
38M	Реле включения форсажа	РТ-40	14K	Приемник манометра П10 для масла	ЭМИ-3Р
43M	Гидроэлектродкран	ГА-46	15K	Указатель манометра П10 для масла	ЭМИ-3Р
44M	Автомат защиты сети	АЗС-5	16K	Приемник термометра масла на 150°C	ТУЭ-48
45M	Электромеханизм включения форсажа	МГ-2	17K	Указатель термометра масла на 150°C	ЭМИ-3Р
46M	Выключатель	К-242	18K	Датчик термометры 1-й	ТВГ-11
47M	Гидроэлектродкран открывания сопла	ГА-13-М/3	19K	Датчик термометры 2-й	ТВГ-11
48M	Лампа аварийного отключения форсажа (цвет зеленый)	СЛЦ-51	20K	Датчик термометры 3-й	ТВГ-11
50M	Инерционный предохранитель на 50 а	ИП-50	21K	Датчик термометры 4-й	ТВГ-11
52M	Соленоид насоса ПН-14А	---	22K	Указатель термометры	ТВГ-11
53M	Автомат защиты на 5 а	АЗС-5	23K	Колодка термометры	ТВГ-11
54M	Микровыключатель открывания сопла	KB-6A	24K	Датчик тахометра	2УГ1-48
55M	Контактор системы запуска	К-50Д	25K	Указатель тахометра	ТЭ-15
56M	Инерционный предохранитель на 15 а	ИП-15	26K	Сигнализатор выработки топлива из подвесных баков	СД-3
Зажигание			27K	Лампа сигнализации выработки топлива из подвесных баков (цвет зеленый)	СЛЦ-51
1E	Свеча зажигания двигателя (левая)	---	28K	Указатель давления топлива на 100 кг/см ²	---
2E	Свеча зажигания двигателя (правая)	---	29K	Приемник давления топлива П100	---
3E	Пусковая катушка	КР-1	30K	Выключатель сигнализации выработки топлива из подвесных баков	В-45
4E	Клапан пусковой форсажа (левый)	---			

BA 2000-1-1-1









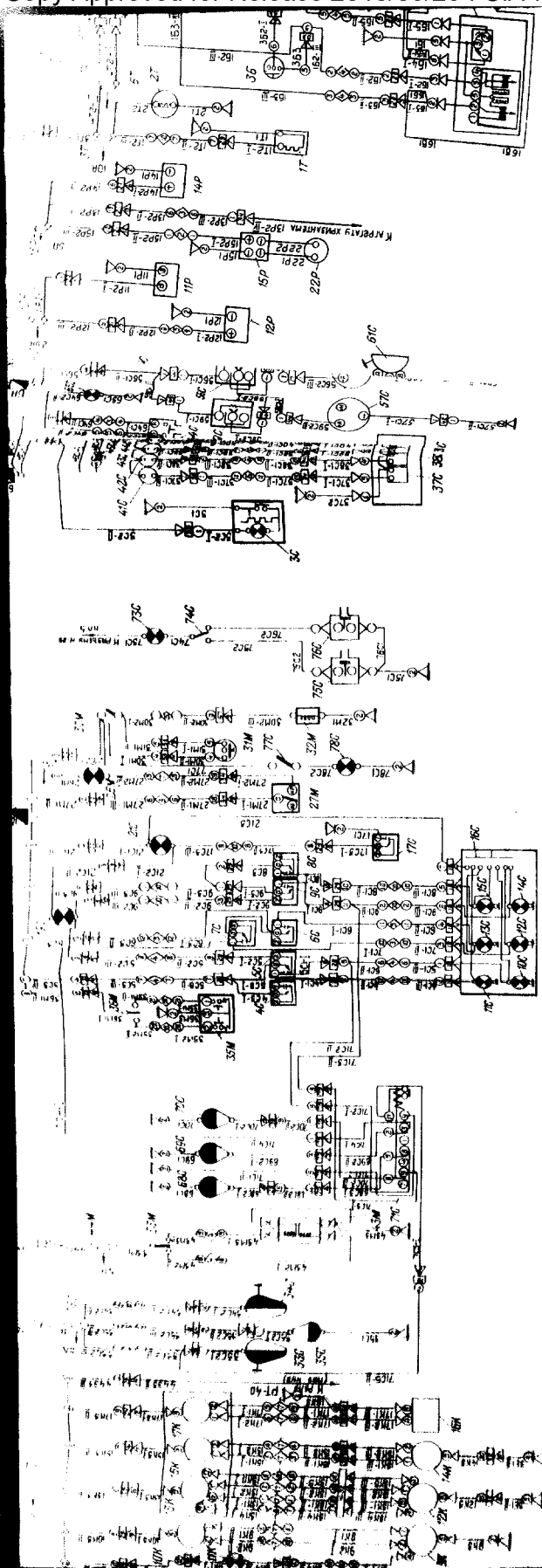
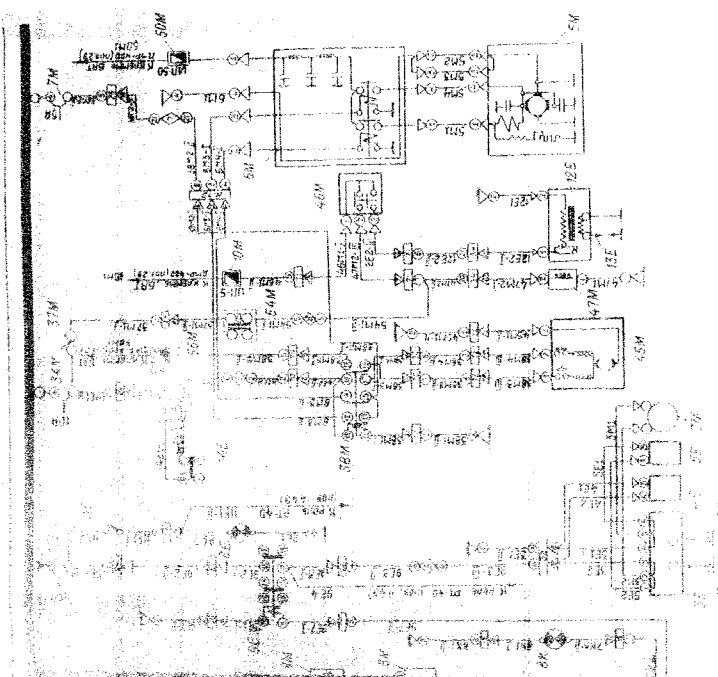
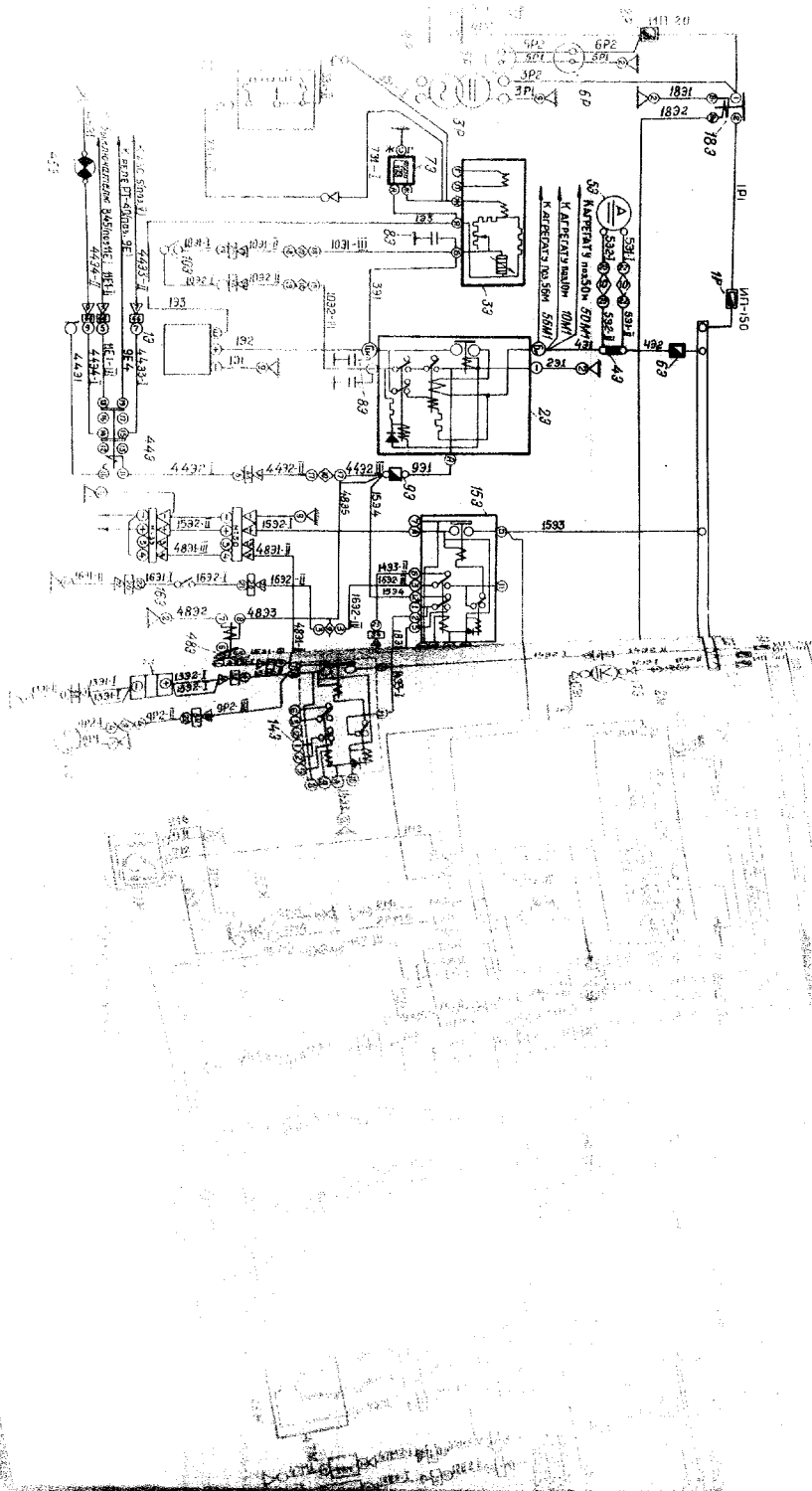


Рис. 7.4. Принципиальная схема





№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип	№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип
	Световая сигнализация и освещение самолета		41C	Кнопка	
3C	Кабинная лампа	КЛСРК-45	42C	"	
4C	Выключатель концевой для левой амортизационной стойки шасси. (Убрано)	БК-44	43C	"	
5C	Выключатель концевой для левой амортизационной стойки шасси. (Выпущено)	БК-44	44C	"	
6C	Выключатель концевой для передней амортизационной стойки шасси. (Убрано)	БК-44	45C	Выключатель ракет	В-45
7C	Выключатель концевой для передней амортизационной стойки шасси. (Выпущено)	БК-44	46C	Термовыключатель	АД-155А-3К
8C	Выключатель концевой для правой амортизационной стойки шасси. (Убрано)	БК-44	47C	"	АД-155А-3К
9C	Выключатель концевой для правой амортизационной стойки шасси. (Выпущено)	БК-44	48C	"	АД-155А-3К
10C	Лампа сигнализации левой амортизационной стойки шасси. (Выпущено)	СМ-30	49C	"	АД-155А-3К
11C	Лампа сигнализации левой амортизационной стойки шасси. (Убрано)	СМ-30	50C	Пиропатрон	ПП-3
12C	Лампа сигнализации передней амортизационной стойки шасси. (Выпущено)	СМ-30	51C	Лампа сигнализации пожара (цвет красный)	СЛЦ-51
13C	Лампа сигнализации передней амортизационной стойки шасси. (Убрано)	СМ-30	52C	Кнопка проверки лампы пожара	204К
14C	Лампа сигнализации правой амортизационной стойки шасси. (Выпущено)	СМ-30	53C	Кнопка включения пиропатрона	204К
15C	Лампа сигнализации правой амортизационной стойки шасси. (Убрано)	СМ-30	54C	Плавкая вставка на 10 а	ПВ-6
16C	Кнопка проверки ламп шасси	Изделие завода	56C	Реостат лампы УФО для правого борта	РУФО-45
17C	Концевой выключатель выпущенного положения щитков-закрылков	БК-44	57C	Арматура УФО для левого борта. (С лампой УФО-4А)	АРУФОШ-45
19C	Лампа световой сигнализации с надписью "Выпусти шасси"	АОС-42	58C	Арматура УФО для правого борта. (С лампой УФО-4А)	АРУФОШ-45
21C	Лампа выпуска щитков-закрылков (цвет зеленый)	СЛЦ-51	59C	Реостат лампы УФО для левого борта	РУФО-45
26C	Розетка для переносной лампы	47-К	60C	Пиропатрон	ПП-3
27C	Плавкая вставка	ПВ-10	61C	Фара	ЛФСВ-45
33C	Бортовой аэронавигационный огонь для левого крыла (цвет красный)	БАНО-45	62C	Перекидной переключатель фары	ППН-45
34C	Бортовой аэронавигационный огонь для правого крыла (цвет зеленый)	БАНО-45	63C	Автомат защиты в цепи фары	АЗС-25
35C	Хвостовой аэронавигационный огонь (цвет белый)	ХС-39	64C	Высотный сигнализатор	ВС-46
36C	Автомат защиты цепи АНО	АЗС-5	65C	Лампа сигнализации "Выключи РП-1" (цвет красный)	СЛЦ-51
37C	1-я сигнальная ракета (белая)	ЭКСП-46	68C	Лампа сигнализации выпуска левой амортизационной стойки шасси	ХС-39
38C	2-я сигнальная ракета (красная)		69C	Лампа сигнализации выпуска передней амортизационной стойки шасси	ХС-39
39C	3-я сигнальная ракета (зеленая)		70C	Лампа сигнализации выпуска правой амортизационной стойки шасси	ХС-39
40C	4-я сигнальная ракета (желтая)		71C	Реле сигнализации выпуска шасси	РП-3
			72C	Розетка переносной лампы в лафете	47-К
			73C	Лампа сигнализации перегрузки давления ППК-1	СЛЦ-51
			74C	Переключатель "Мин. — Макс." в ППК-1	ПП-45
			75C	Сигнализатор "Мин." давления в ППК-1	СД-22А
			76C	Сигнализатор "Макс." давления в ППК-1	СД-23А
			77C	Выключатель	В-45
			78C	Лампа подсвета блока 19 (цвет белый)	СЛЦ-51
			79C	Реле	РП-2
				Аэронавигационные приборы	
			1Н	Указатель авигоризонта	АГИ-1
			3Н	Датчик дистанционного компаса	ПДК-3

№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип	№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип
5H	Указатель компаса	ДГМК-3	3H	Реле готовности оружия	РВЗ-45
7H	Автоматический выключатель на 10 а	АЗС-10	5H	Счетчик патронов (левой задней пушки)	УСБ-1М
8H	Кнопка согласования. (В комплекте ДГМК-3)	5К	6H	Одинарная кнопка для перезарядки левой задней пушки	5К
9H	Усилитель ДГМК-3. (В комплекте ДГМК-3)	—	7H	Автоматический выключатель на 10 а	АЗС-10
10H	Соединительная коробка ДГМК-3. (В комплекте ДГМК-3)	—	8H	Спуск пушки (левой передней)	Н-37
12H	Преобразователь	ПАГ-1ФП	9H	Электроклапан перезарядки левой передней пушки	ЭК-48 МАИ
13H	Гироагрегат ДГМК-3. (В комплекте ДГМК-3)	—	10H	Реле готовности оружия	РВЗ-45
15H	Указатель поворота	ЭУП-46	12H	Счетчик патронов (левой передней пушки)	УСБ-1М
Обогрев приборов			13H	Одинарная кнопка для перезарядки левой передней пушки	5К
1H	Обогрев ПД-3А	—	14H	Автоматический выключатель на 10 а	АЗС-10
2H	Обогрев часов	—	15H	Спуск пушки (правой)	НР-23
3H	Автомат защиты ПД-3А и часов	АЗС-10	16H	Электроклапан перезарядки правой пушки	ЭК-48 МАИ
4H	Обогрев перископа	ТС-27АМ	17H	Реле готовности оружия	РВЗ-45
5H	Контактный ввод	—	19H	Счетчик патронов правой пушки	УСБ-1М
6H	Автомат защиты на 5 а	АЗС-5	20H	Одинарная кнопка для перезарядки правой пушки	5К
11H	Кнопка включения противообледенителя	5К	21H	Автоматический выключатель на 10 а	АЗС-10
12H	Электроклапан	ЭК-48МАИ	22H	Реле стрельбы	МР-1
Радио			23H	Автоматический выключатель на 5 а	АЗС-5
1P	Инерционный предохранитель	ИП-150	24H	Кнопка стрельбы и ФКП	204К
2P	То же	ИП-20	25H	Автоматический выключатель на 5 а	АЗС-5
3P	Преобразователь	МА-1500	26H	Фотокинопулемет	С-13
4P	Амплидинный блок	РП-1	28H	Автоматический выключатель на 5 а	АЗС-5
5P	Розетка для вентилятора	48К	29H	Фильтр в цепи АПС-ЗНМ	Ф-14А
6P	То же	48К	30H	Стабилизатор барреторный прицела. (В комплекте АСП-ЗНМ)	—
7P	Автомат защиты в цепи СРО	АЗС-10	31H	Механизм автоматического ввода высоты прицела. (В комплекте АСП-ЗНМ)	—
8P	Фильтр в цепи СРО	Ф-14А	32H	Головка и реостат дальности прицела. (В комплекте АСП-ЗНМ)	—
9P	Розетка питания щитка взрыва	48К	33H	Распределительная коробка прицела. (В комплекте АСП-ЗНМ)	—
10P	Автоматический выключатель на 20 а	АЗС-20	34H	Штепсельная розетка	48К
11P	Щиток АРК-5. (В комплекте АРК-5)	—	35H	Ограничитель прицела	—
12P	Мотор-альтернатор	МА-250	36H	Временной механизм	ВМ-2
13P	Автоматический выключатель на 5 а	АЗС-5	37H	Штепсельная розетка	48К
14P	Звонок МРП-48. (В комплекте МРП-48)	—	38H	Фотопулемет	ФКП-2
15P	Фильтр в цепи радиовысотомера РВ-2	ФЗЧ-1Б	Бомбы		
19P	Мотор-альтернатор	МА-100	1Б	Замок сбрасывания левой бомбы или левого подвешного бака	ДЧ-50
20P	Автоматический выключатель на 20 а	АЗС-20	2Б	Замок сбрасывания правой бомбы или правого подвешного бака	ДЧ-50
22P	Розетка питания радиовысотомера РВ-2	48К	3Б	Кнопка сбрасывания бомб	204К
23P	Блок № 22	РП-1			
Пушки, прицел					
1П	Спуск пушки (левой задней)	НР-23			
2П	Электроклапан перезарядки левой задней пушки	ЭК-48 МАИ			

№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип	№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип
4Б	Выключатель сбрасывания бомб	2В-45	26	Штепсельный разъем на 7ПР	ПР-7
6Б	Кнопка для аварийного сбрасывания бомб или сбрасывания подвесных баков	204К	27	Штепсельный разъем на 1ПР	ПР-1
8Б	Лампа сигнализации подвески и сбрасывания левой бомбы или левого бака (цвет зеленый)	СЛЦ-51	28	Штепсельный разъем на 19ПР	ПР-19
9Б	Лампа сигнализации подвески и сбрасывания правой бомбы или правого бака (цвет зеленый)	СЛЦ-51	29	То же	ПР-19
10Б	Лампа сигнализации включения бомб на положение „Взрыв“ (цвет красный)	СЛЦ-51	30	Штепсельный разъем на 4ПР	Изделие завода
11Б	Автоматический выключатель на 10 а	АЗС-10	32	Штепсельный разъем на 23ПР	ПР-23
12Б	Автоматический выключатель на 10 а для аварийного сбрасывания бомб или подвесных баков	АЗС-10	33	Штепсельный разъем на 4ПР	Изделие завода
13Б	Плавкая вставка в цепи взрыва на 6 а	ПВ-6	34	Штепсельный разъем на 23ПР	ПР-23
14Б	Микровыключатель	КВ-6А	35	Штепсельный разъем на 3ПР	ПР-3
15Б	„	КВ-6А	36	Штепсельный разъем на 4ПР	ПР-4
16Б	Выключатель	В-45	37	Индивидуальный разъем на 1ПР	ПР-1
17Б	„	В-45	38	Штепсельный разъем на 4ПР	Изделие завода
	Автоматы защиты и плавкие вставки		39	Индивидуальный разъем на 1ПР	ПР-1
II	Автоматический выключатель на 15 а	АЗС-15	40	То же	ПР-1
III	Автоматический выключатель на 10 а	АЗС-10	41	„	ПР-1
V	Автоматический выключатель на 5 а	АЗС-5	42	„	ПР-1
VI	Плавкая вставка в цепи УФО	ПВ-6	43	„	ПР-1
VII	Плавкая вставка в цепи КЛСРК и ракет	ПВ-6	44	„	ПР-1
	Разъемы		45	„	ПР-1
2	Герметичный разъем на 13ПР	ШГ-13	46	„	ПР-1
3	То же	ШГ-13	49	Штепсельный разъем на 4ПР	ПР-4
4	Герметичный разъем на 19ПР	ШГ-19	51	То же	ПР-4
5	Герметичный разъем на 7ПР	ШГ-7	53	Штепсельный разъем на 7ПР	ПР-7
6	Герметичный разъем на 13ПР	ШГ-13	56	То же	ПР-7
7	Герметичный разъем на 23ПР	ШГ-23	57	Штепсельный разъем на 13ПР	ПР-13
8	Герметичный разъем на 13ПР	ШГ-13	66	То же	ПР-13
9	Герметичный разъем на 7ПР	ШГ-7	67	Штепсельный разъем на 23ПР	ПР-23
10	Герметичный разъем на 23ПР	ШГ-23	70	Штепсельный разъем на 7ПР	ПР-7
16	Штепсельный разъем на 19ПР	ШР-19С	71	То же	ПР-7
17	Штепсельный разъем на 1ПР	ПР-1	72	Штепсельный разъем на 9ПР	ПР-9
18	Штепсельный разъем на 7ПР	ПР-7С	75	То же	ПР-9
19	Штепсельный разъем на 9ПР	ПР-19	31	Штепсельный разъем на 2ПР	ПР-2
20	Штепсельный разъем на 23ПР	ПР-23	74	Штепсельный разъем	—
21	Штепсельный разъем на 23ПР	ПР-23		Условные обозначения	
22	То же	ПР-23	Э	Энергетический узел (источник питания)	
23	Штепсельный разъем на 4ПР	ПР-4	М	Электромеанизмы	
24	Штепсельный разъем на 13ПР	ПР-13	Е	Зажигание	
25	То же	ПР-13	К	Контрольные приборы двигателя	
			С	Световая сигнализация и освещение самолета	
			П	Аэронавигационные приборы	
			Т	Обогрев приборов	
			Р	Радио	
			Ц	Пушки, прицел, ФКП	
			Б	Бомбы	
			1, 2, 3 и т. д.	Автоматические выключатели, обслуживающие несколько потребителей	
			№ разъемов		

2. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ УЗЕЛ

Источниками электроэнергии на самолете являются генератор ГСР-6000 и аккумулятор 12САМ-28. Генератор и аккумулятор подключены в электрическую бортовую сеть самолета параллельно.

Для обеспечения параллельной работы генератора и аккумулятора, а также для поддержания постоянства напряжения в бортовой сети при различных нагрузках и при различных числах оборотов генератора служат дифференциальное реле ДМР-400 и регулятор напряжения Р-25А. Реле ДМР-400 предназначено для автоматического включения в сеть и отключения от сети генератора.

Реле ДМР-400 отключает генератор, когда напряжение на зажимах генератора ниже напряжения, поддерживаемого в сети аккумулятором, и тем самым исключает возможность разрядки аккумулятора через генератор. Сила тока от генератора измеряется амперметром А-46. Напряжение на шине «Генератор-аккумулятор» измеряется вольтметром В-46.

Бортовой аккумулятор 12САМ-28 включается в сеть релейной коробкой РПА-200А. Аэродромный аккумулятор включается в сеть через бортовую розетку второй релейной коробкой РПА-200А. Автоматическое отключение аэродромного аккумулятора производится с помощью реле РП-2, которое срабатывает в момент вступления в работу генератора.

Система двух релейных коробок РПА-200А, контактора К-200Д и реле РП-2:

- 1) делает невозможным одновременное включение бортового и аэродромного аккумуляторов;
- 2) предохраняет самолетную сеть от включения аэродромного источника тока обратными токами;
- 3) обеспечивает включение узла питания станции РП-1 от генератора или от аэродромного аккумулятора;
- 4) обеспечивает дистанционное включение бортового аккумулятора в сеть;
- 5) автоматически отключает аэродромный аккумулятор.

Реле РТ-40 управляет сигнальной лампой «Генератор выключен» и автоматическим отключением системы зажигания при запуске в воздухе двигателя.

Источники электроэнергии с коммутационной аппаратурой образуют энергетический узел самолета, обеспечивающий питание всех потребителей.

Система запуска двигателя предусматривает следующие запуски его от:

- 1) аэродромного аккумулятора типа 12АО-50
- 2) бортового аккумулятора 12САМ-28.

Перечисление источников электроэнергии энергетического узла и элементов управления приведено в спецификации (см. стр. 61).

3. ПОТРЕБИТЕЛИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

Потребителями электроэнергии на самолете являются: приборы, осветительное и сигнализационное оборудование, электроклапаны и электромеханизмы управления агрегатами, система управления оружием, агрегаты радиооборудования.

Потребителями электроэнергии являются также преобразователи тока ПАГ-1ФП, служащий для питания агрегатов АГИ-1 и ДГМК-3; МА-250, служащий для питания АРК-5 и МРП-48П; РУ-11АМ, служащий для питания РВ-2; МА-100, служащий для питания РСИУ-3М; МА-1500, служащий для питания РП-1; ПАГ-1Ф, служащий для питания ДК-6 и РП-1; амплидинный блок № 9, служащий для питания РП-1.

Питание станции РП-1 происходит непосредственно с шины «Генератор-аккумулятор». Распределение электроэнергии по остальным потребителям производится через три распределительные шины, защищенные инерционными предохранителями ИП-50.

Потребители электроэнергии объединены в группы, каждая группа защищена своим автоматом защиты АЗС или плавкой вставкой типа ПВ или ИП. Цепи аварийных систем подключены к бортовой сети через свои отдельные предохранители. Автоматы защиты, плавкие вставки и выключатели сосредоточены главным образом на правом и левом электропитках в кабине.

Ниже перечислены потребители электроэнергии и элементы управления ими по группам.

УЗЕЛ ПИТАНИЯ СТАНЦИИ РП-1

Преобразователь (мотор-альтернатор) МА-1500 и амплидинный блок № 9 РП-1 с элементами, обеспечивающими их работу, составляют узел питания блоков радиолокационной станции РП-1.

Преобразователь МА-1500 и амплидинный блок включены непосредственно на шину «Генератор-аккумулятор» через инерционный предохранитель ИП-150 и контактор К-200Д. Контактор автоматически включается только при работающем генераторе или при включенном аэродромном источнике.

Узел питания станции РП-1 включает:

1. Инерционный предохранитель ИП-150 (1Р).
2. Контактор К-200Д (18Э).
3. Преобразователь МА-1500 (3Р).
4. Инерционный предохранитель ИП-20 (2Р).
5. Амплидинный блок РП-1 (4Р).
6. Розетки включения вентиляторов 48К (5Р и 6Р).

Шина № 1

Инерционный предохранитель ИП-50 (21Э).

А. Автомат защиты сети АЗС-10 (III)

1. Кнопка запуска 204К (6Е).
2. Микровыключатель для запуска КВ-6-2А (7Е).
3. Пусковая панель ПС-2В (2М).
4. Фильтр Ф14А (9М).
5. Перекачивающий насос ПЦР1-5 (8М).

6. Контактор К-50Д (улучшенная система запуска, 55М).
7. Сигнализатор насоса заднего бака СД-3 (7К).
8. Сигнальная лампа насоса заднего бака СЛЦ-51 (зеленая, 8К).

Б. Автомат защиты сети АЗС-15 (11)

1. Реле для зажигания РТ-40 (9Е).
2. Пусковая катушка КР-1 (3Е).
3. Две свечи зажигания топлива: левая (1Е) и правая (2Е).
4. Две пусковые форсунки: левая (4Е) и правая (5Е).
5. Пусковой насос ПНР-45Б (3М).
6. Выключатель зажигания в воздухе В-46 (11Е).
7. Сигнальная лампа запуска в воздухе СЛЦ-51 (красная, 8Е).
8. Сигнальная лампа отказа генератора.

В. Автомат защиты сети АЗС-10 (34М)

1. Электромеханизм включения форсажа МГ-2 (45М).
2. Реле форсажа типа РТ-40 (38М).
3. Микровыключатель для форсажа КВ-6-2А (14Е).
4. Электродвигатель открывания сопла (47М).
5. Пусковая катушка типа КРМ-1А (12Е).
6. Свеча зажигания (К-284) (13Е).
7. Автоматический выключатель К-242 (46М).
8. Выключатель для открытия сопла (37М).
9. Микровыключатель КВ-6А (54М).

Г. Автомат защиты сети АЗС-5 (7М)

1. Пусковая коробка ПК-500 (6М).
2. Насос подкачки топлива агрегат 422А (5М).

Д. Автомат защиты сети АЗС-5 (53М)

1. Соленоид насоса ПН-14А (52М).
2. Лампа сигнализации аварийного отключения форсажа СЛЦ-51 (48М).

Е. Плавкая вставка на 10 а (54С)

1. Четыре сигнализатора типа АД-155А-3К (46С, 7С, 48С и 49С).
2. Лампа сигнализации пожара СЛЦ-51 (красная, 51С).
3. Кнопка проверки лампы пожара 204К (52С).
4. Кнопка включения пиропатрона 204К (53С).
5. Два пиропатрона пожарных баллонов (60С и 60С).
6. Кнопка 5К противообледенителя (11Т).
7. Электроклапан ЭК-48 МАИ (12Т).

Ж. Автомат защиты сети АЗС-5 (V)

1. Сигнализатор пускового давления СД-3 (1К).
2. Лампа сигнализации пускового давления СЛЦ-51 (красная, 2К).
3. Выключатель сигнальной лампы подвесных баков В-45 (30К).
4. Сигнализатор выработки подвесных баков Д-3 (26К).
5. Сигнальная лампа выработки из подвесных баков СЛЦ-51 (27К).
6. Сигнальная лампа остатка топлива СЛЦ-51 (красная, 11К).
7. Указатель топливомера (10К).
8. Датчик топливомера (9К).

9. Указатель манометра топлива ЭМИ-3Р (13К).
10. Приемник манометра топлива П100 (12К).
11. Указатель манометра масла на 10 кг/см² ЭМИ-3Р (15К).
12. Приемник манометра масла на 10 кг/см² П-10 (14К).
13. Указатель термометра масла ЭМИ-3Р (17К).
14. Приемник термометра масла ТУЭ-48 (16К).
15. Сигнализаторы предельной перегрузки СД-22А и СД-23А (75С и 76С).
16. Сигнальная лампа предельной перегрузки (73С).
17. Переключатель «Мин» и «Макс» ПП-45 (74С).
18. Указатель давления топлива на 100 кг/см² ЭМ-100 (28К).
19. Приемник давления топлива на 100 кг/см² (29К).

З. Автомат защиты сети АЗС-5 (36С)

1. Бортовые огни БАНО-45 (33С и 34С).
2. Хвостовой огонь ХС-39 (35С).
3. Сигнализация выпуска левой стойки шасси типа ХС-39 (68С).
4. Сигнализация выпуска передней стойки шасси типа ХС-39 (69С).
5. Сигнализация выпуска правой стойки шасси типа ХС-39 (70С).
6. Реле сигнализации выпуска шасси (71С).

И. Автомат защиты сети АЗС-5 (44М)

1. Переключатель выпуска шасси ППН-45 (33М).
2. Электромагнитный кран управления шасси ГА-46 (43М).

Шина № 2

Инерционный предохранитель ИП-50 (20Э).

А. Плавкая вставка на 10 а (27С)

1. Переключатель для гидроусилителя элерона ПП-45 (36М).
2. Электромагнитный кран отключения гидроусилителя элерона ГА-74 (35М).
3. Концевые выключатели шасси ВК-44:
 - убранного положения левой стойки (4С),
 - выпущенного положения левой стойки (5С),
 - убранного положения передней стойки (6С),
 - выпущенного положения передней стойки (7С),
 - убранного положения правой стойки (8С),
 - выпущенного положения правой стойки (9С).
4. Сигнальная лампа АОС-42 (19С) с надписью «Выпусти шасси».
5. Сигнальные лампы шасси СМ-30:
 - выпущенного положения левой стойки (10С),
 - убранного положения левой стойки (11С),
 - выпущенного положения передней стойки (12С),
 - убранного положения передней стойки (13С),
 - выпущенного положения правой стойки (14С),
 - убранного положения правой стойки (15С).
6. Кнопка проверки лампы сигнализации шасси (16С).
7. Концевой выключатель выпущенного положения шитка-закрылка ВК-44 (17С).

8. Концевой выключатель выпущенного положения тормозных щитков (27М).
9. Выключатель управления тормозными щитками В-45 (30М).
10. Кнопка управления тормозными щитками 204К (31М).
11. Электромагнитный кран управления тормозными щитками ГА-13-5 (32М).
12. Сигнальная лампа выпущенного положения закрылков СЛЦ-51 (зеленая, 21С).
13. Сигнальная лампа выпущенного положения тормозных щитков (26М).
14. Лампа подсвета блока 19 (78С).
15. Выключатель включения лампы подсвета (77С).

Б. Плавкая вставка на 6 а (VII)

1. Кабинная лампа КЛСРК-45 (3С).
2. Выключатель сброса ракет В-45 (45С).
3. Четыре кнопки сброса ракет: белой (41С), красной (42С), зеленой (43С) и желтой (44С).
4. Четыре ракеты ЭКСР-46: белая (37С), красная (38С), зеленая (39С) и желтая (40С).
5. Высотный сигнализатор ВС-53 (64С).
6. Сигнальная лампа СЛЦ-51 (65С) (красная с надписью «Выключи РП-1»).

В. Плавкая вставка на 6 а (VI)

1. Две лампы ультрафиолетового облучения АРУФОШ-45: левая (57С) и правая (58С).
2. Два реостата ламп АРУФОШ РУФО-45: правый (56С) и левый (59С).
3. Розетка переносной лампы 47К (26С).
4. Розетка переносной лампы 47К (72С).

Г. Автомат защиты сети АЗС-10

1. Авиагоризонт АГИ-1 (1Н).
2. Усилитель ДГМК-3 (9Н).
3. Преобразователь ПАГ-1ФП (12Н).
4. Кнопка согласования ДГМК-3 5К (8Н).
5. Гироагрегат ДГМК-3 (13Н).
6. Соединительная колодка (10Н).
7. Датчик дистанционного компаса ПДК-3 (3Н).
8. Указатель компаса ДГМК-3 (5Н).
9. Блок № 22 РП-1.

Д. Автомат защиты сети АЗС-5 (20М)

1. Электрический указатель поворота ЭУП-46 (15Н).
2. Переключатель управления триммером руля высоты ПН-45 (18М).
3. Электромеханизм управления триммером руля высоты УТ-6Д (17М).
4. Электромеханизм управления триммером элерона (21М).
5. Переключатель управления триммером элерона ПН-45 (23М).

Е. Автомат защиты сети АЗС-20 (20Р)

1. Преобразователь МА-100 (19Р).
2. Автомат защиты сети АЗС-10 (7Р).
3. Фильтр Ф-14А для СРО (8Р).

Ж. Автомат защиты сети АЗС-25 (63С)

1. Переключатель для выпуска фары (62С).
2. Выдвижная фара ЛФСВ-45 (61С).
3. Плавкая вставка на 6 а (13Б).
4. Сигнальная лампа включения бомб «На взрыв» СЛЦ-51 (красная, 10Б).
5. Замок левой бомбы Д4-50 (1Б).
6. Замок правой бомбы Д4-50 (2Б).
7. Выключатель В-45 (16Б).
8. Выключатель В-45 (17Б).
9. Микровыключатель КВ-6А (14Б).
10. Микровыключатель КВ-6А (15Б).

Шина № 3

Инерционный предохранитель ИП-50 (199).

А. Автомат защиты сети АЗС-20 (10Р)

1. Преобразователь для АРК-5 МА-250 (12Р).
2. Щиток управления АРК-5 (11Р).

Б. Автомат защиты сети АЗС-5 (13Р)

1. Розетка для РВ-2 48К (22Р).
2. Фильтр для РВ-2 ФЗЧ-1Б (15Р).
3. Звонок МРП-48П (14Р).
4. Отвод на питание агрегата МРП-48П.

В. Автомат защиты сети АЗС-10 (2Т)

1. Обогрев трубки ПД-3А (1Т).
2. Обогрев часов (2Т).

Г. Автомат защиты сети АЗС-5 (6Т)

Обогрев перископа ТС-27АМ.

Д. Автомат защиты сети АЗС-10 (11Б)

1. Выключатель тактического сбрасывания бомб 2В-45 (4Б).
2. Кнопка сбрасывания бомб 204К (3Б).
3. Замок левой бомбы Д4-50 (1Б) (механизм взрыва подключен на шину № 2).
4. Замок правой бомбы Д4-50 (2Б) (механизм взрыва подключен на шину № 2).
5. Две сигнальные лампы подвески бомб СЛН-51 (зеленые): левая (8Б) и правая (9Б).

Е. Автомат защиты сети АЗС-10 (12Б)

Кнопка аварийного сбрасывания бомб 205К (6Б).

Ж. Автомат защиты сети АЗС-5 (28Н)

1. Фильтр Ф-14А (29П).
2. Распределительная коробка АСП-ЗНМ (33П).
3. Прицельная головка АСП-ЗНМ (32П).
4. Автомат ввода высоты АСП-ЗНМ (31П).
5. Барреторный стабилизатор АСП-ЗНМ (30П).
6. Розетка (34П).
7. Ограничительная коробка (35П).

З. Автомат защиты сети АЗС-5 (23П)

1. Кнопка стрельбы и управления фотопулеметом 204К (24П).

1. Пулемет стрельбы МР-1 (22П).

2. Автомат защиты сети АЗС-5 (25П).

3. Фотопулемет С-13 (26П).

4. Механизм проверки работы фотопулемета 48К

5. Фотопулемет ФКП-2 (38П).

6. Автоматы защиты сети АЗС-10
работы пушек
(7П, 14П, 21П).

7. Электропуски пушек ЕПР-23: левой задней
(8П) и правой (15П).

8. Кнопки перезарядки ЭК-48 пушек: левой зад-
ней (17П), левой передней (9П) и правой (16П).

3. Кнопки перезарядки пушек 5К: левой задней
(6П), левой передней (13П) и правой (20П).

4. Временной механизм ВМ-2 (36П).

5. Счетчики патронов пушек УСБ 1М: левой зад-
ней (5П), левой передней (12П) и правой (19П).

6. Три реле для выключения ламп готовности ору-
жия РВЗ-45 (3П, 10П, 17П).

**Приборы контроля двигателя, не получающие
питания от бортовой сети**

1. Указатель термомпары ТТЗ-47 или ТБГ-11
(22К).

2. Клеммная колодка ТТЗ-47 или ТБГ-11 (23К).

3. Четыре датчика термомпар ТТЗ-47 или ТБГ-11
(18К, 19К, 20К, 21К).

4. Указатель тахометра ТЭ-15 (25К).

5. Датчик тахометра 2УГ1-48 (24К).

ГЛАВА VIII

РАДИООБОРУДОВАНИЕ

Радиооборудование самолета МиГ-17ПФ состоит из радиолокационного прицела РП-1; радиоаппаратуры для производства слепой посадки по системе ОСП-48П — автоматического радиокompаса АРК-5, радиовысотомера РВ-2 и маркерного устройства МРП-48П; двусторонней связной радиостанции РСИУ-3М и самолетного радиоответчика. СРО. Компонировка радиооборудования на самолетах до и

после 6-й серии имеет различия. Схема размещения радиооборудования на самолете с улучшенным вариантом размещения станции РП-1 приведена на фиг. 75.

Эксплуатация радиооборудования и уход за ним осуществляются в соответствии с регламентом № 9, а эксплуатация прицела РП-1 — в соответствии с инструкцией по эксплуатации РП-1.

1. РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СТАНЦИЯ РП-1

На самолете установлена радиолокационная станция обзора и прицела РП-1, обеспечивающая выполнение тактических задач ночью и в условиях плохой видимости.

Радиолокационная станция РП-1 позволяет производить обнаружение цели, вести сближение при постоянном наблюдении за целью до дистанции эффективного поражения огнем пушек и вести прицельный огонь.

Поиск цели проводится поисковой антенной, связанной комплектом блоков с индикатором, расположенным перед летчиком справа от стрелкового прицела, над приборной доской.

Индикатор фиксирует положение цели относительно осей самолета и позволяет вести непрерывное наблюдение за целью в процессе сближения с ней. При приближении к цели на расстояние менее 2 км в действие автоматически вступает прицельная антенна, позволяющая производить точную наводку.

Прицельная антенна связана с блоком отработки данных № 8, находящимся перед прицелом АСП-ЗНМ на одной с ним оси. Цель, пойманная системой РП-1, проектируется блоком № 8 на отражательное стекло прицела АСП-ЗНМ. Совмещение цели, спроектированной с блока № 8, на отражательное стекло с маркерной точкой прицела означает наведение оружия в цель.

В системе РП-1 имеется блок электронного авиагоризонта, дающий ориентацию осей самолета относительно горизонта на экране индикатора и освобождающий летчика от необходимости вести наблюдения по авиагоризонту АГИ-1 и тем самым отвлекать свое внимание от индикатора (наблюдения за целью).

Весь комплект оборудования станции РП-1 размещен в носовой части фюзеляжа в пространстве от переднего обтекателя до шпангоута № 9.

В связи с большим количеством агрегатов станции РП-1 расположение блоков связной станции РСИУ-3М, автоматического радиокompаса АРК-5, радиоответчика СРО и радиовысотомера РВ-2 несколько отличается от размещения их на самолете МиГ-17.

При нормальной видимости система РП-1 отключается и прицеливание производится обычным порядком через прицел АСП-ЗНМ.

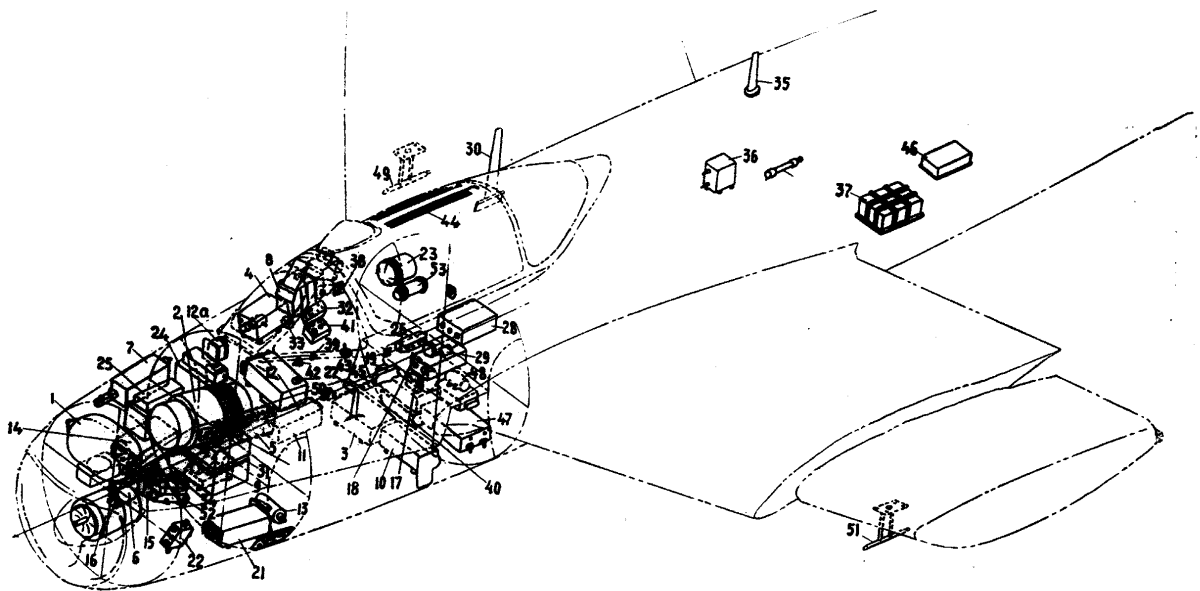
КОМПЛЕКТАЦИЯ И РАЗМЕЩЕНИЕ
АППАРАТУРЫ СТАНЦИИ РП-1

(на самолетах до 6-й серии)

В комплект станции РП-1 входят следующие блоки: поисковая антенна, приемо-передающий блок, приемо-индикаторный блок, индикатор, соединительная коробка (блок № 5), соединительная коробка (блок № 6), блок разверток, блок отработки данных, амплитудный блок, блок углового сопровождения, блок дальности, блок питания, блок СВИ, преобразователь ПАГ-1Ф, блок сервоусилителей передачи данных, коммутатор, прицельная антенна, фильтровая коробка, преобразователь МА-1500, пульт контроля управления, блок авиагоризонта, соединительная коробка, датчик кренов ДК-6, четыре коробки контрольных разъемов, две кабельные коробки АР-18-17-6 и АР-18-17-7 и коробка АР-18-17-13 переключателя «День—Ночь».

Блоки расположены в следующих местах:

Поисковая антенна (блок № 1) — на шпангоуте



Фиг. 75. Схема размещения радиооборудования при улучшенном варианте размещения станции РР-1.

1—блок № 1—поисковая антенна станции РР-1; 2—блок № 2—приемо-передающий блок станции РР-1; 3—блок № 3—приемо-индикаторный блок станции РР-1; 4—блок № 4—индикатор станции РР-1; 5—блок № 5—соединительная коробка станции РР-1; 6—блок № 6—соединительная коробка станции РР-1; 7—блок № 7—блок развертки станции РР-1; 8—блок № 8—блок отработки данных станции РР-1; 9—блок № 9—амплитудный блок (блок электромагнитных усилителей) станции РР-1; 10—блок № 10—блок углового сопровождения станции РР-1; 11—блок № 11—блок дальности станции РР-1; 12—блок № 12—блок питания и азимутальной развертки станции РР-1; 12а—блок № 12а—блок СВЧ (высоковольтного питания) станции РР-1; 13—преобразователь ПАГ-1Ф станции РР-1; 14—блок № 14—блок сервоусилителей передачи данных станции РР-1; 15—блок № 15—антенный коммутатор станции РР-1; 16—блок № 16—прицельная антенна станции РР-1; 17—блок № 17—коробка фильтра преобразователя МА-1500 станции РР-1; 18—преобразователь МА-1500 станции РР-1; 19—блок № 19—пульт контроля и управления станции РР-1; 21—блок № 21—блок электронного авиагоризонта станции РР-1; 22—блок № 22—соединительная коробка станции РР-1; 23—датчик кренов ДК-6 станции РР-1; 24—блок А—передатчик станции РСНУ-3М; 25—блок Б—приемник станции РСНУ-3М; 26—блок П—щиток управления станции РСНУ-3М; 27—кнопка включения передатчика РСНУ-3М; 28—блок В—выпрямитель станции РСНУ-3М; 29—преобразователь МА-100 станции РСНУ-3М; 30—антенна станции РСНУ-3М; 31—приемо-передатчик СРО; 32—кодовый щиток СРО; 33—кнопка взрыва СРО; 34—инерционный замыкатель СРО; 35—антенна СРО; 36—приемник МРП-48П; 37—внутрифюзеляжная антенна МРП-48П; 38—электрический звонок МРП-48П; 39—сигнальная лампа МРП-48П; 40—приемник АРК-5; 41—щиток управления АРК-5; 42—указатель курса АРК-5; 43—переключатель приводных радиостанций «Ближняя—Дальняя» АРК-5; 44—фонарная антенна АРК-5; 45—переключатель поддиапазонов ближней приводной радиостанции АРК-5; 46—внутрифюзеляжная антенна АРК-5; 47—приемо-передатчик радиовысотомера РВ-2; 48—преобразователь РВ-11АМ радиовысотомера РВ-2; 49—приемная антенна РВ-2; 50—указатель высоты РВ-2; 51—передающая антенна радиовысотомера РВ-2; 52—преобразователь МА-250 радиоконвекса АРК-5; 53—выключатель коррекции ВК-53Р.

№ 1 по оси фюзеляжа, в верхней его части (фиг. 76).

Присоединяющий блок (блок № 2) — в верхней части фюзеляжа, между шпангоутами № 1 и 4, слева от оси фюзеляжа (фиг. 77).

Присоединительный блок (блок № 3) — под полом кабины, между шпангоутами № 7 и 8а, справа от оси (фиг. 78).

Индикатор (блок № 4) — над приборной доской, справа от оси самолета, между шпангоутами № 4 и 5.

Соединительная коробка (блок № 5) — на правом борту, между шпангоутами № 5 и 6, в нижней части фюзеляжа (см. фиг. 78).

Соединительная коробка (блок № 6) — в нише передней стойки пилеи между шпангоутами № 2 и 3, справа от оси, в нижней части фюзеляжа.

Блок разверток (блок № 7) — между шпангоутами № 2 и 4, слева от оси фюзеляжа, над блоком № 2.

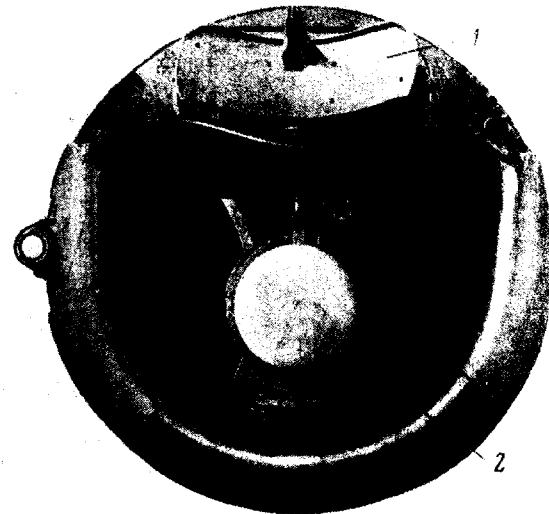
Блок обработки данных (блок № 8) — над приборной доской, смещен на 20 мм влево от оси самолета, перед прицелом АСП-ЗНМ.

Амплитудный блок (блок № 9) — у правого борта, между шпангоутами № 4 и 5А, в нижней части фюзеляжа.

Блок углового сопровождения (блок № 10) — под полом кабины, между шпангоутами № 7 и 8А, слева от оси (см. фиг. 78).

Блок дальности (блок № 11) — под полом кабины между шпангоутами № 6 и 7, у правого борта (см. фиг. 78).

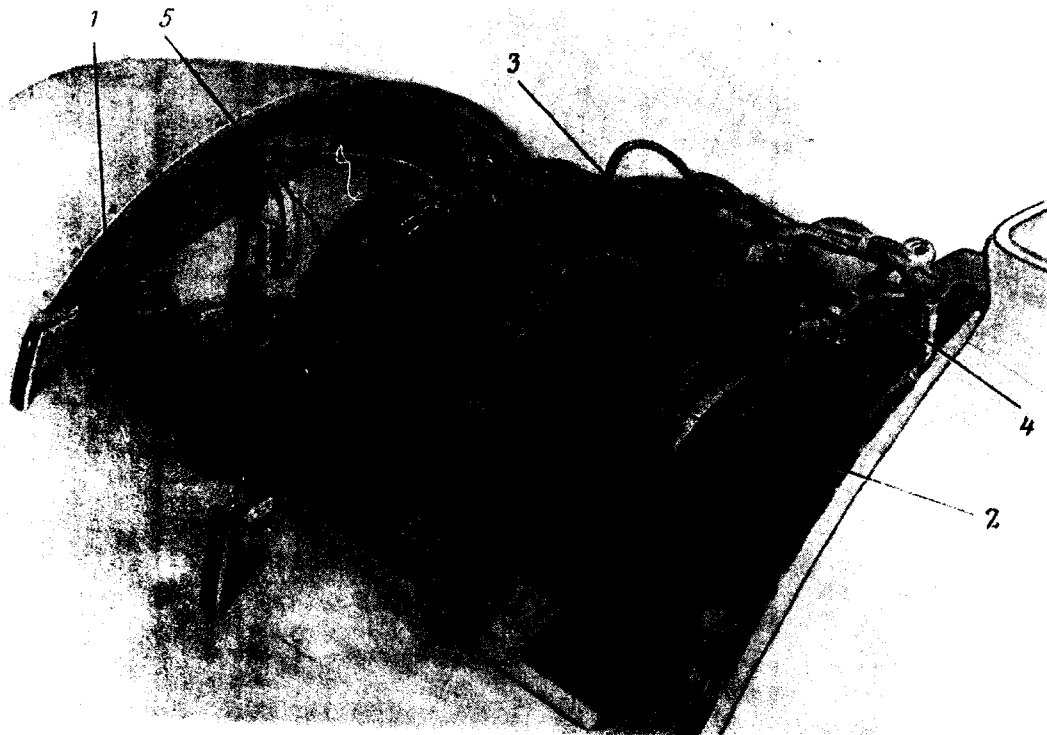
Блок питания (блок № 12) — за приборной доской, у шпангоута № 4, слева от оси самолета, в верхней части фюзеляжа.



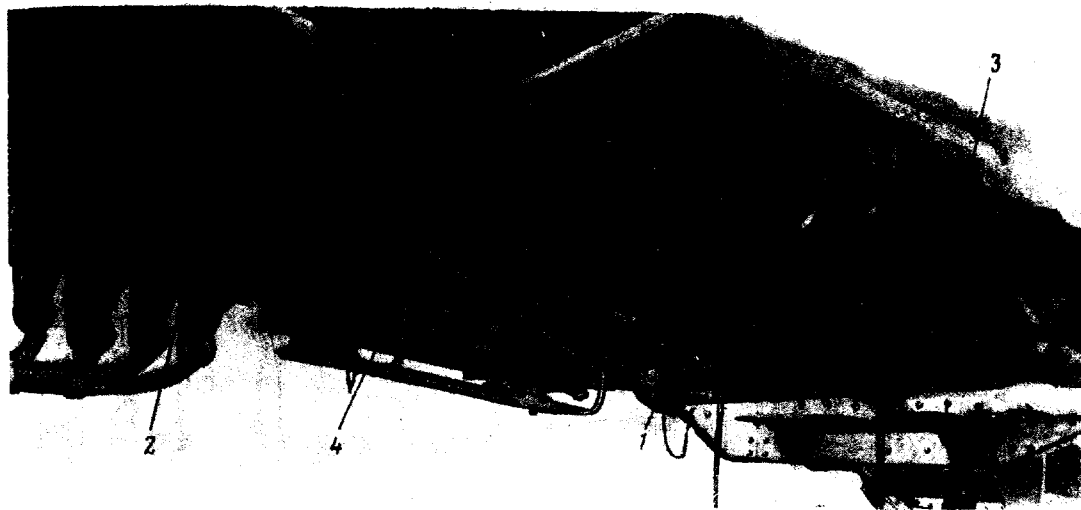
Фиг. 76. Антенны станции РП-1.
1—поисковая антенна (блок № 1); 2—капот прицельной антенны (блок № 16).

Блок СВИ (блок № 12а) — у шпангоута № 4, справа от оси самолета, за приборной доской.

Преобразователь ПАГ-1Ф — между шпангоутами № 2 и 3, справа от оси фюзеляжа, на горизонтальной жесткости.



Фиг. 77. Размещение оборудования в верхнем люке.
1—инерционный замыкатель; 2—блок № 2 станции РП-1; 3—приемник станции РСНУ-ЗМ; 4—передатчик станции РСНУ-ЗМ; 5—поисковая антенна станции РП-1 (блок № 1).



Фиг. 78. Размещение блоков РП-1 в нижнем люке фюзеляжа.

1 — прямо-индикаторный блок; 2 — соединительная коробка; 3 — блок углового сопровождения; 4 — блок дальности.

Блок сервоусилителей передачи данных (блок № 14) — под блоком № 12, слева за приборной доской.

Коммутатор (блок № 15) — между шпангоутами № 1 и 2, слева от оси фюзеляжа в средней части фюзеляжа.

Прицельная антенна (блок № 16) — по оси самолета, под поисковой антенной.

Коробка фильтра преобразователя МА-1500 (блок № 17-9) — между шпангоутами № 8а и 8, справа от оси, в нижней части фюзеляжа перед преобразователем, на наклонной стенке пола кабины.

Преобразователь МА-1500 — между шпангоутами № 8 и 9, в нижней части фюзеляжа, справа от оси, под полом кабины.

Пульт управления (блок № 19) — между шпангоутами № 6 и 7 на левом борту.

Блок авиагоризонта (блок № 21) — в переднем верхнем отсеке фюзеляжа, между шпангоутами № 2 и 4, слева от оси на горизонтальной жесткости, под блоком № 7.

Соединительная коробка (блок № 22) — на левом борту в нише передней стойки шасси, между шпангоутами № 2 и 3.

Датчик кренов ДК-6 — между шпангоутами № 4 и 5а (закреплен на шпангоуте № 4) в нижней части фюзеляжа, под полом кабины, слева от оси.

Коробка контрольных разъемов — между шпангоутами № 4 и 5а, у левого борта, в нижней части фюзеляжа.

Коробка контрольных разъемов — у левого борта, между шпангоутами № 3 и 4, в верхней части фюзеляжа.

Коробка контрольных разъемов — между шпангоутами № 6 и 7, у левого борта, в нижней части фюзеляжа и у шпангоута № 8 в кабине.

Две кабельные коробки АР-18-17-6 и АР-18-17-7 на правом борту фюзеляжа вверху за приборной доской.

Кабельная коробка АР-18-17-13 — в люке оборудования между шпангоутами № 3 и 4 справа вверху.

НАДДУВ БЛОКА № 2 СТАНЦИИ РП-1

Для нормальной эксплуатации в загерметизированной части станции РП-1 (блок № 2 и волноводные тракты) необходимо поддерживать абсолютное давление (на всех высотах) не менее $0,85 \text{ кг/см}^2$ и не более $2,1 \text{ кг/см}^2$.

Для этой цели блок № 2 имеет герметический корпус, в который подводится воздух из специальной системы наддува блока (фиг. 79).

Система наддува блока использует давление воздуха, поступающего в кабину по «холодной» магистрали, или воздух из системы герметизации фонаря.

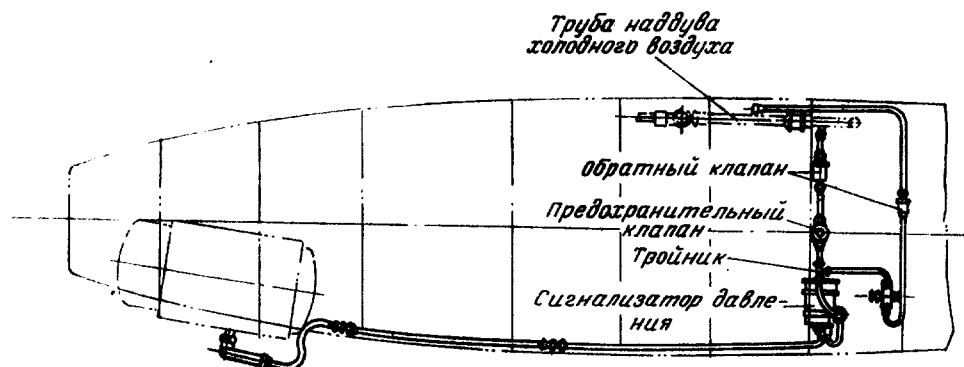
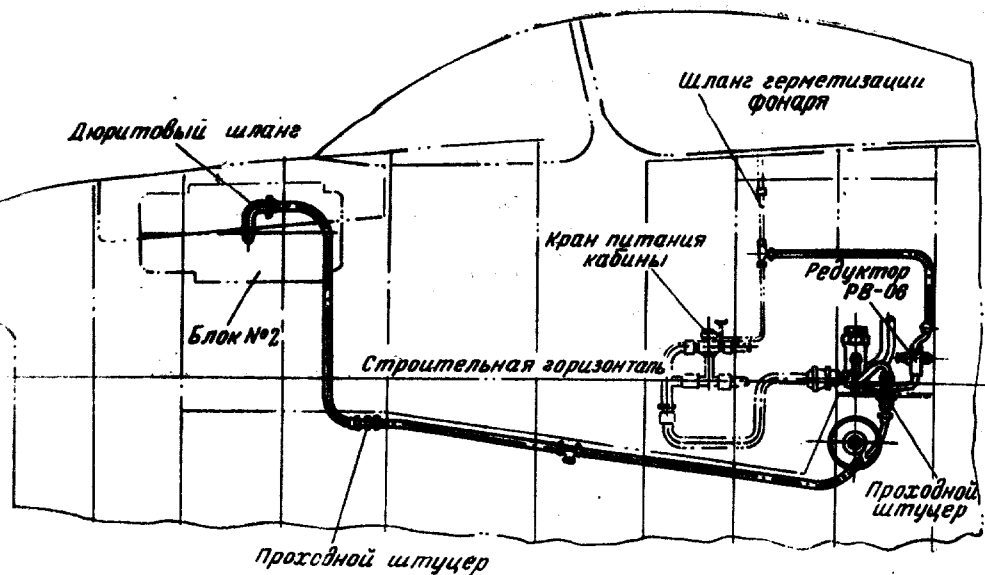
Система наддува блока № 2 состоит из предохранительных клапанов избыточного давления (фиг. 80), сигнализатора давления ВС-53 (на первых машинах — ВС-46) (фиг. 81), обратных клапанов (фиг. 82), редуктора РВ-06, трубопроводов, тройников и проходных штуцеров, сигнальной лампы СЛЦ-51.

Воздух в систему наддува блока № 2 поступает из штуцера трубы «холодного воздуха» наддува кабины через клапан, в корпус предохранительных клапанов, поддерживающих постоянное избыточное давление в системе, затем через блок с сигнализатором ВС-53 проходит по трубопроводу в блок № 2.

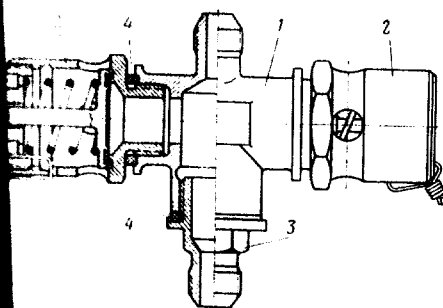
Сигнализатор давления ВС-53 заключен в герметический кожух (бачок), смонтированный под полом кабины у шпангоута № 8 слева. При уменьшении абсолютного давления в системе наддува ниже $0,9 \text{ кг/см}^2$ на приборной доске загорается сигнальная лампа «Наддув не работает», электрически связанная с сигнализатором давления.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. После загорания сигнальной лампы «Наддув не работает» необходимо следить за сигнальной лампой с надписью «Выключи станцию» на индикаторе РП-1, при загорании которой (падение абсолютного давления в блоке № 2 ниже $0,85 \text{ кг/см}^2$) станцию РП-1 выключить.

Давление в системе поддавливания может понизиться при работе двигателя на холостом ходу или на большой высоте. В этом случае воздух под давлением начинает поступать из бортовой сети сжатого воздуха от тройника системы наддува шланга



Фиг. 79. Схема наддува блока № 2 станции РП-1.



Фиг. 80. Предохранительные клапаны.
1 - прокладка, 2 - предохранительный клапан; 3 - штуцер;
4 - прокладка.

станции фонаря через редуктор РВ-06, смонтированный в кабине у левого борта между шпангоутами № 8 и 9. Редуктор РВ-06 отрегулирован на давление $0,575 \pm 0,05 \text{ кг/см}^2$. Пока подается воздушный поток наддува кабины и давление превышает отрегулированное значение редуктора — он работает, а перетекания воздуха не происходит из-за обратного клапана.

При работе станции РП-1 на земле для охлаждения блока № 2 устанавливаются два вентилятора, которые крепятся к кронштейнам, смонтированным на шпангоутах № 4 и 1.

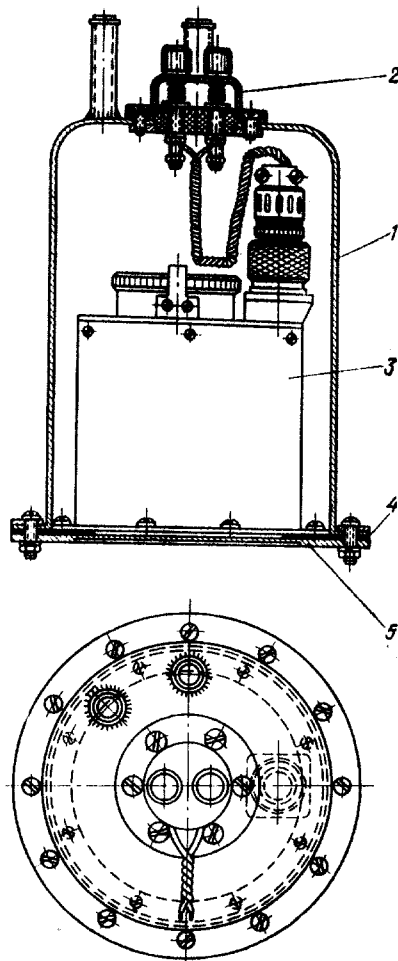
В полете блок № 2 станции РП-1 охлаждается потоком воздуха, проходящим через два заборных патрубка, установленных на левом канале всасывания, и один отводящий патрубок, установленный на правом канале.

УЛУЧШЕННОЕ РАЗМЕЩЕНИЕ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ПРИЦЕЛА РП-1

На самолетах МиГ-17ПФ, начиная с 6-й серии, введено улучшенное размещение радиолокационного прицела РП-1 (фиг. 83).

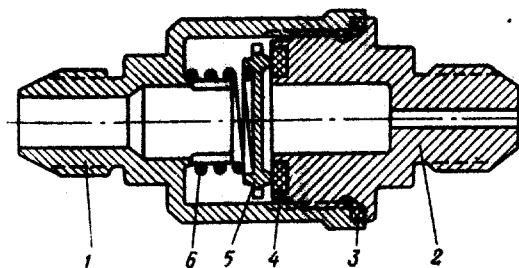
Новое размещение блоков РП-1 значительно улучшает эксплуатационные качества станции, обеспечивая удобный подход к большинству блоков радиолокационного прицела без демонтажа другого оборудования самолета.

В результате перекомпоновки изменено расположение следующих блоков станции РП-1: блока № 7,



Фиг. 81. Сигнализатор давления ВС-53.

1—корпус; 2—герметичный электровывод; 3—высотный сигнализатор ВС-53; 4—уплотнительные прокладки; 5—дно.



Фиг. 82. Обратный клапан.

1—корпус; 2—штуцер; 3—прокладка; 4—кольцо; 5—клапан; 6—пружина.

преобразователя ПАГ-1Ф, блока № 14, блока № 21, блока № 22, датчика кренов ДК-6, блоков № 12 и 12А, коробок 17-6 и 17-7. Остальные блоки оставлены на прежних местах, но улучшено их крепление—упрощена конструкция крепления, улучшена его амортизация, обеспечен быстрый демонтаж блоков.

Улучшенное размещение радиолокационного прицела вызвало перекомпоновку некоторой части

остального оборудования, расположенного в головной части самолета: блоков прицела АСП-ЗНА, противообледенительного устройства, кислородного оборудования, воздушной системы, связной радиостанции РСИУ-ЗМ, систем противоперегрузочного костюма ППК-1 и ОСП-48.

Одновременно с улучшением размещения блоков РП-1 произведены изменения в комплекте самой станции: добавлены два новых блока (выключатель коррекции ВК-53Р и разветвительная коробка) для улучшения работы датчика кренов ДК-6 и изменена длина соединительных жгутов.

Подробные сведения о технических данных и принципах устройства блоков радиолокационного прицела РП-1 и блоков вспомогательного наземного оборудования к станции, а также указания по эксплуатации, контролю за работой станции и ее регулировке изложены в техническом описании РП-1 и инструкции по эксплуатации, выпущенной заводом-изготовителем станции.

Комплектация и размещение блоков при улучшенном варианте размещения

В комплект РП-1 при улучшенном размещении входят следующие блоки (см. фиг. 83): поисковая антенна 1, передаточный блок 2, приемно-индикаторный блок 3, индикатор 4, соединительная коробка 5, соединительная коробка 6, блок разветок 7, блок обработки данных 8, амплитудный блок 9, блок углового сопровождения 10, блок дальности 11, блок питания 12, блок СВЧ (поз. 12а), коробка переключателя «День—Ночь» 13, блок усилителей передачи данных 14, антенный коммутатор 15, прицельная антенна 16, преобразователь МА-1500 (поз. 17), датчик кренов ДК-6 (поз. 18), пульт управления 19, блок авиагоризонта 21, соединительная коробка 22, выключатель коррекции ВК-53 (поз. 27), разветвительная коробка 31, три группы контрольных разъемов 20, 25 и 26, две кабельные коробки 23 и 24.

Блоки РП-1 при новом варианте размещения расположены в следующих местах:

Поисковая антенна (блок № 1) — на шпангоуте № 1, по оси фюзеляжа, в верхнем обтекателе сотовой конструкции. Обтекатель имеет меньший вес и большую радиопрозрачность, нижняя часть обтекателя имеет металлический экран и поглощающую резину С-247, уменьшающую влияние земли на работу станции РП-1.

Антенна укреплена на кронштейне, общем для блоков № 1 и 16 (фиг. 84).

Приемо-передаточный блок № 2 остался на старом месте в верхней части фюзеляжа между шпангоутами № 1 и 4, слева от оси фюзеляжа. Узлы крепления блока имеют амортизацию и допускают регулировку положения блока в горизонтальном и вертикальном направлениях. Регулировка положения блока упрощает монтажные работы по соединению волноводных трактов.

Приемо-индикаторный блок № 3 также остался на старом месте под полом кабины, между шпангоутами № 7 и 8А, справа от оси самолета.

Блок установлен на отдельной панели крепления, независимо от крепления блока № 10.

Индикатор (блок № 4) расположен над приборной доской, справа от оси самолета, между шпан-

гоутами № 4 и 5. Индикатор снабжен специальным резиновым тубусом, что улучшает наблюдение за экраном индикатора.

Соединительная коробка (блок № 5), как и прежде, находится на правом борту, между шпангоутами № 5 и 6, в нижней части фюзеляжа.

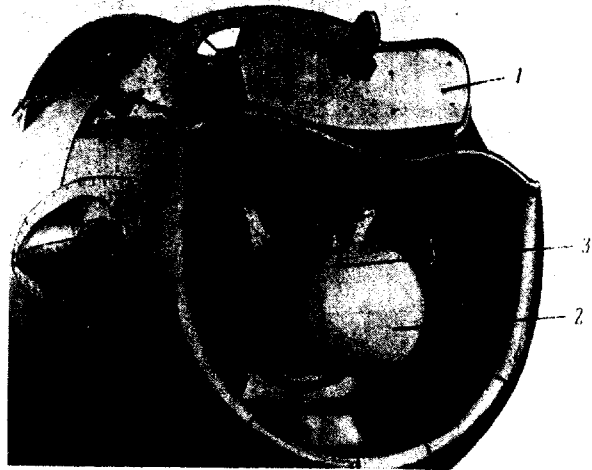
Соединительная коробка (блок № 6) — тоже на прежнем месте — в нише передней стойки шасси, между шпангоутами № 2 и 3, справа от оси, в нижней части фюзеляжа (см. фиг. 83).

Блок разверток (блок № 7) установлен на новом месте между шпангоутами № 2 и 3, справа от оси фюзеляжа, наверху в переднем отсеке оборудования; доступ к блоку теперь обеспечен со всех сторон (фиг. 85).

Блок обработки данных (блок № 8) остался над приборной доской, помещен на 20 мм влево от оси самолета (перед прицелом АСП-ЗНМ). Улучшен подход к сельсину азимута блока № 8, благодаря тому что снят КИ-12 и перенесены вниз два блока: баррелор и автомат ввода высоты автоматического прицела АСП-ЗНМ.

Амплифицированный блок (блок № 9) находится на прежнем месте у правого борта, между шпангоутами № 4 и 5А, в нижней части фюзеляжа (фиг. 86).

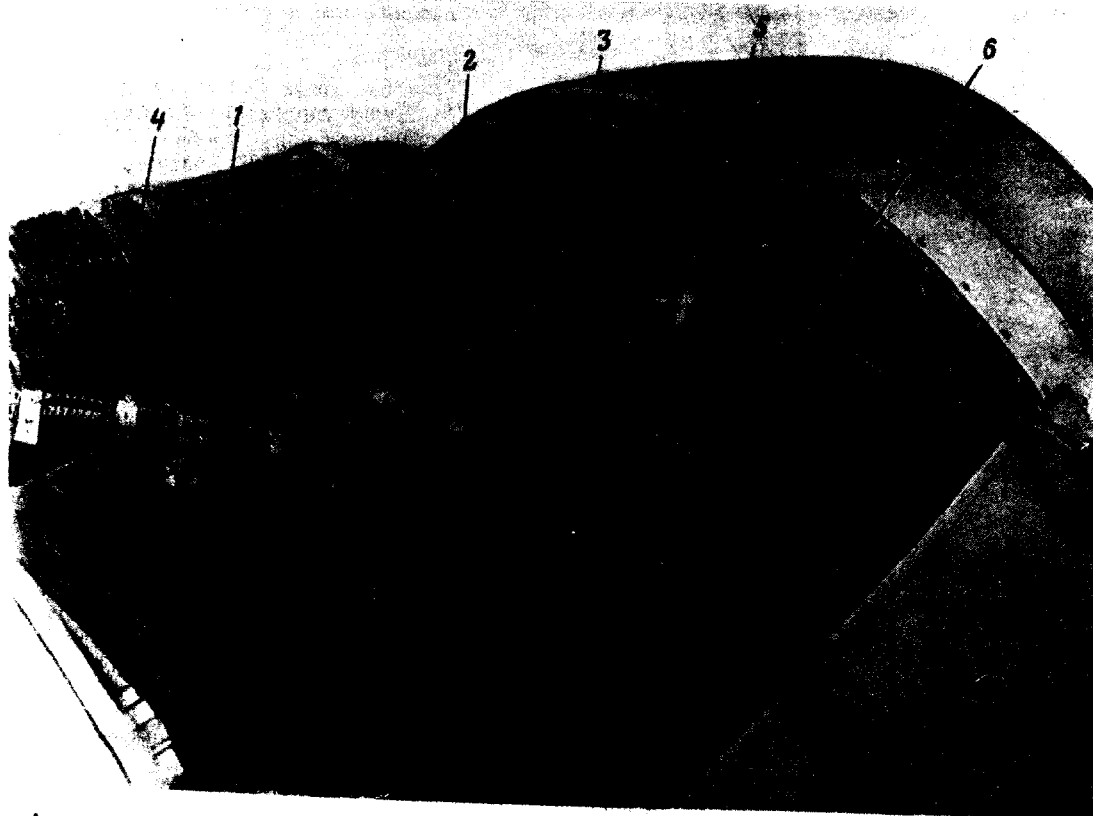
Блок углового сопровождения (блок № 10) остался под полом кабины, между шпангоутами № 7 и 8А, слева от оси; он установлен на отдельной легкоъемной панели.



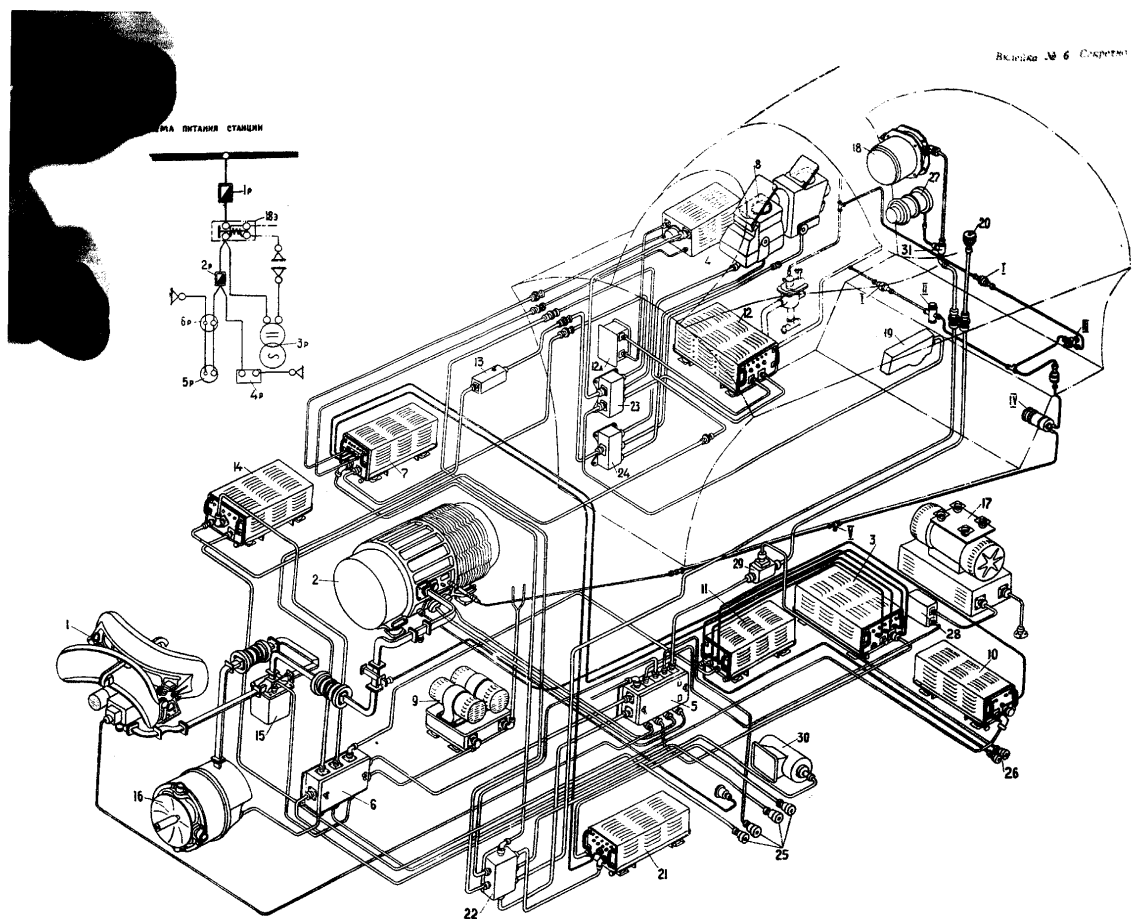
Фиг. 84. Антенны станции РП-1 при улучшенном варианте размещения.

1—поисковая антенна; 2—прицельная антенна; 3—общий кронштейн.

Блок дальности (блок № 11) также остался на прежнем месте под полом кабины между шпангоутами № 6 и 7 у правого борта; он закрыт дюралюминовым защитным кожухом толщиной 0,5 мм для предохранения от забрызгивания маслом при работе пушек.



Фиг. 85. Размещение оборудования в верхнем люке при улучшенном варианте размещения станции РП-1.
1—блок № 2 станции РП-1; 2—инерционный замыкатель; 3—приемник РСИУ-ЗМ; 4—передатчик РСИУ-ЗМ;
5—поисковая антенна; 6—блок № 7 станции РП-1.



Фиг. 83.

1—блок № 1 — поисковая антенна; 2—блок № 2 — приемно-передающий блок; 3—блок № 3 — приемно-индикаторный блок; 4—блок № 4 — индикатор; 5—блок № 5 — соединительная коробка; 6—блок № 6 — соединительная коробка; 7—блок № 7 — блок развертки; 8—блок № 8 — блок обработки данных; 9—блок № 9 — амплитудный блок (электромашинный усилитель); 10—блок № 10 — блок углового сопровождения; 11—блок № 11 — блок дальности; 12—блок № 12 — блок питания и азимутальной развертки; 12а—блок № 12а — блок СВЧ (высоковольтного питания); 13—переключатель «День-Ночь»; 14—блок № 14 — блок сервоусилителей; 15—блок № 15 — антенный коммутатор; 16—блок № 16 — прицельная антенна; 17—преобразователь МА-1500; 18—датчик кренов ДК-6; 19—блок № 19 — пульт контроля и управления; 20—контрольный разъем; 21—блок № 21 — блок электронного автотриггера; 22—блок № 22 — соединительная коробка; 23—кабельная коробка АР18-17-7; 24—кабельная коробка АР18-17-6; 25—группа контрольных разъемов; 26—группа контрольных разъемов; 27—выключатель коррекции ВК-53Р; 28—блок № 17-9 — коробка фильтра преобразователя; 29—блок № 17-12 — разветвительная коробка; 30—преобразователь ПАГ-1Ф; 31—разветвительная коробка; I—обратный клапан; II—предохранительные клапаны; III—редуктор РВ-06; IV—сигнализатор давления ВС-53; V—тройник для проверки герметичности системы надува блока № 2 на земле.

Блок питания (блок № 12) расположен за приборной доской, у шпангоута № 4, слева от оси, в средней части фюзеляжа. Блок развернут лицевой стороной внутрь кабины для лучшего доступа к нему.

Блок СВЧ (блок № 12А) находится у шпангоута № 4 справа от оси за приборной доской. Новое размещение блока облегчило доступ к нему, сделав его более легкодоступным.

Преобразователь ПАГ-1Ф расположен на новом месте между шпангоутами № 4 и 5А, слева в нижней части фюзеляжа на месте прежней установки ДК-6.

Блок сервоусилителей (блок № 14) расположен также на новом месте между шпангоутами № 2 и 3 несколько правее оси самолета в средней части фюзеляжа, под блоками РСНУ-3М; улучшился доступ к лицевой стороне блока.

Коммутатор (блок № 15) остался на прежнем месте между шпангоутами № 1 и 2, слева от оси фюзеляжа в люке оборудования.

Прицельная антенна (блок № 16) расположена на прежнем месте по оси самолета под поисковой антенной (блоком № 1). Обе антенны укреплены на общем кронштейне, установленном на шпангоуте № 1; это обеспечивает точность взаимного расположения антенн и уменьшает перекосы волноводного тракта (см. фиг. 84).

Изменен способ наводки прицельной антенны, в связи с этим в новую конструкцию кронштейна введены эксцентриковые регулируемые втулки.

Коробка фильтра преобразователя МА-1500 (блок № 17-9) расположена на новом месте меж-

ду шпангоутами № 8А и 8, справа от оси самолета в нижней части фюзеляжа перед преобразователем.

Преобразователь МА-1500 остался на прежнем месте между шпангоутами № 8 и 9, в нижней части фюзеляжа, справа от оси самолета под полом кабины.

Пульт управления (блок № 19) тоже сохранен на прежнем месте между шпангоутами № 6 и 7, на левом борту, в кабине.

Блок авиагоризонта (блок № 21) размещен на новом месте в нижней части фюзеляжа, слева от оси в зоне шпангоутов № 3 и 4. Новое расположение обеспечивает хороший доступ к лицевой стороне блока при снятом щитке левой передней пушки.

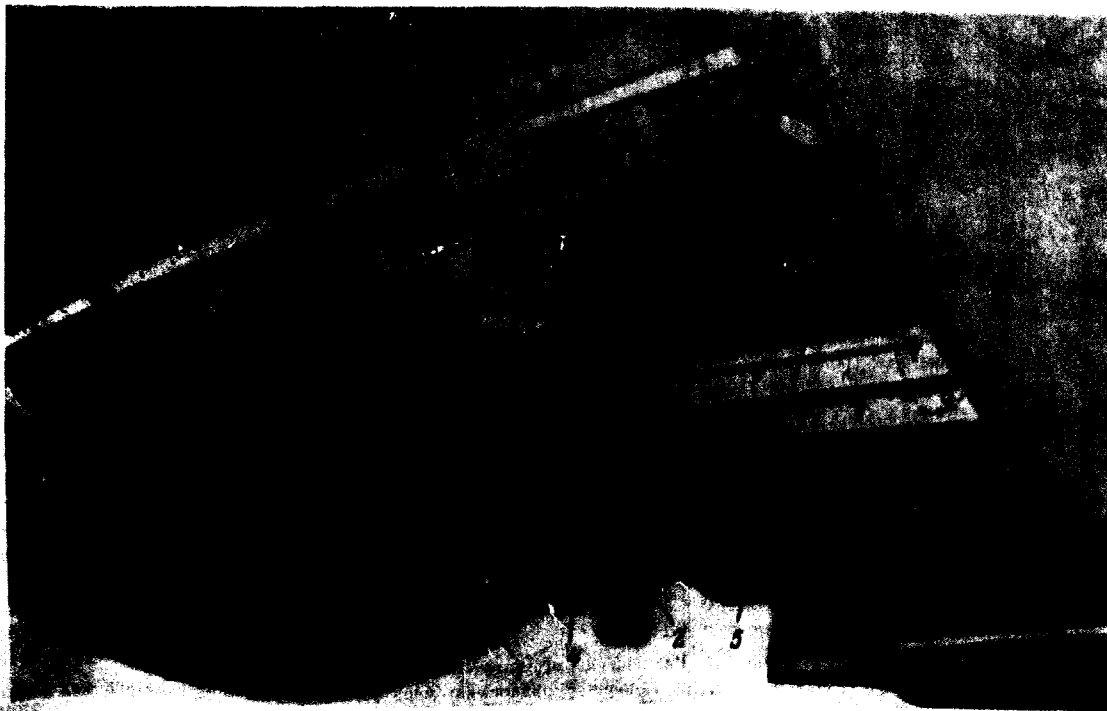
Соединительная коробка (блок № 22) по сравнению со старым расположением сдвинута и развернута; она находится на левом борту в нише носовой стойки, в зоне шпангоутов № 2 и 3.

Датчик кренов ДК-6 установлен в кабине самолета между шпангоутами № 8 и 9 у правого борта. Новое размещение ДК-6 (вдали от пушки) обеспечивает более устойчивую и надежную работу его при стрельбе пушек.

Блок ВК-53Р расположен на правом борту в кабине самолета под датчиком ДК-6 в зоне шпангоутов № 8 и 9.

Разветвительная коробка (блок 17-23), соединяющая ДК-5 с ВК-53Р, введена вновь. Она расположена на правом борту фюзеляжа между шпангоутами № 8 и 9 около датчика кренов ДК-6.

Две кабельные коробки (блоки 17-6 и 17-7) размещены за приборной доской, соответственно на левой и правой сторонах кабины. Новое расположе-



Фиг. 86. Размещение блоков станции РП-1 в отсеке вооружения.

1—приемо-индикаторный блок (блок № 3); 2—соединительная коробка (блок № 5); 3—блок дальности (блок № 11); 4—блок углового сопровождения (блок № 10); 5—амплитудный блок (блок № 9).

не обеспечивает более удобный доступ к коробкам и их легкосъемность.

Две группы контрольных разъемов установлены (каждая отдельно) в нижней части фюзеляжа по левому борту, между шпангоутами № 4 и 5А, № 7 и 8; третья группа находится у шпангоута № 8, в

кабине на левом борту рядом с блоком В станции РСИУ-3М.

Коробка переключателя «День—Ночь» осталась на прежнем месте на правом борту в люке оборудования, между шпангоутами № 3 и 4.

2. ОБОРУДОВАНИЕ СЛЕПОЙ ПОСАДКИ ОСП-48П

Оборудование слепой посадки (фиг. 87) самолета МиГ-17ПФ не отличается от соответствующего оборудования самолета МиГ-17 и состоит из следующих агрегатов: автоматического радиокompаса АРК-5, радиовысотомера малых высот РВ-2 и маркерного радиустройства МРП-48П.

В связи с появлением на самолете большого количества агрегатов станции РП-1 размещение агрегатов ОСП-48П несколько отличается от размещения их на самолете МиГ-17.

АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС АРК-5

В комплект радиокompаса АРК-5 входят: приемник, рамочная внутрифюзеляжная антенна, преобразователь МА-250, указатель курса, щиток управ-

ления, лучевая антенна, переключатель приводных радиостанций «Дальняя» и «Ближняя», дистанционный переключатель поддиапазонов «Ближней» приводной радиостанции и влагопоглотитель внутрифюзеляжной антенны.

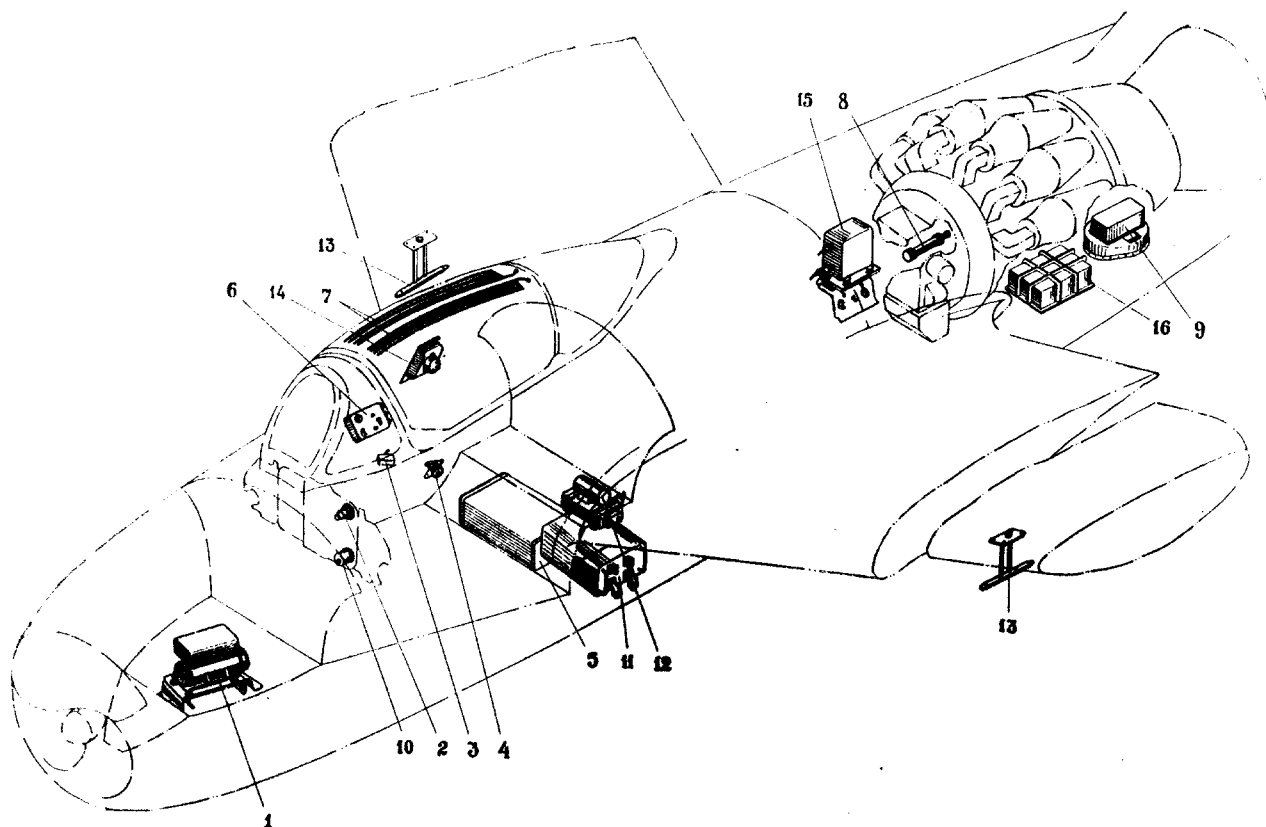
Агрегаты АРК-5 установлены на самолете в следующих местах:

Щиток управления — на правом борту кабины, между шпангоутами № 6 и 7.

Приемник — блок К16 — в нижней части фюзеляжа, между шпангоутами № 8А и 9 (несколько смещен от оси вправо).

Лучевая антенна наклеена на остеклении фонаря.

Внутрифюзеляжная антенна (рамка) — в нижней



Фиг. 87. Размещение агрегатов ОСП-48П.

1—преобразователь МА-250; 2—указатель АРК-5; 3—переключатель приводных радиостанций «Ближняя—Дальняя» АРК-5; 4—переключатель поддиапазонов ближней приводной радиостанции АРК-5; 5—приемник АРК-5; 6—щиток управления АРК-5; 7—антенна АРК-5; 8—влагопоглотитель; 9—внутрифюзеляжная рамочная антенна АРК-5; 10—указатель

радиовысотомера РВ-2; 11—приемо-передатчик радиовысотомера РВ-2; 12—преобразователь РУ-11АМ радиовысотомера РВ-2; 13—приемо-передающие антенны радиовысотомера РВ-2; 14—электрический звонок МРП-48П; 15—приемник МРП-48П; 16—внутрифюзеляжная антенна МРП-48П.

части фюзеляжа, между шпангоутами № 21 и 23 на крышке специального люка.

Преобразователь МА-250 — в переднем верхнем отсеке фюзеляжа (на горизонтальной жесткости), между шпангоутами № 2 и 3.

Переключатель поддиапазонов — на левом пульте у шпангоута № 6.

Указатель радиоконцентра СУП — на левой части приборной доски.

Влагопоглотитель внутрифюзеляжной антенны — между шпангоутами № 22 и 23 внизу справа, в специальном люке.

Переключатель ПП-45 приводных радиостанций «Тальная» и «Ближняя» — на подфонарной обшивке под козырьком слева.

Радиокабели к рамке АРК-5 защищены от температурных воздействий обмоткой из шнурового асбеста (2 мм, два слоя) и стеклянной ленты ЛАС.

РАДИОВЫСОТОМЕР РВ-2

В комплект аппаратуры радиовысотомера входят приемо-передатчик, преобразователь РУ-11АМ, указатель высоты и две антенны — приемная и передающая.

Агрегаты радиовысотомера РВ-2 установлены на самолете в следующих местах:

Приемо-передатчик — в нижней части фюзеляжа между шпангоутами № 8а и 9 у левого борта.

Преобразователь РУ-11АМ — над приемо-передатчиком, между шпангоутами № 8 и 9 у левого борта.

3. СВЯЗНАЯ УЛЬТРАКОРОТКОВОЛНОВАЯ РАДИОСТАНЦИЯ РСИУ-3М

Комплект аппаратуры радиостанции РСИУ-3М такой же, как и на самолете МиГ-17; размещение агрегатов имеет отличия.

В комплект радиостанции РСИУ-3М входят приемник (блок Б), передатчик (блок А), преобразователь МА-100, щиток управления (блок П), выпрямитель (блок В) и антенна.

Агрегаты радиостанции размещены на самолете в следующих местах:

Передатчик (блок А) — в верхней части переднего отсека оборудования фюзеляжа, между шпангоутами № 3 и 5, справа от оси фюзеляжа.

Приемник (блок Б) — перед передатчиком, между шпангоутами № 1 и 3, справа от оси фюзеляжа.

Выпрямитель (блок В) — в кабине, между шпангоутами № 8 и 9, за сиденьем летчика слева от оси фюзеляжа.

Преобразователь МА-100 — в кабине, между шпангоутами № 8 и 9, за сиденьем летчика, у правого борта.

Щиток управления (блок П) — в кабине, между шпангоутами № 6 и 7 на левом борту.

Антенна (штыревая) — в верхней части на обшивке фюзеляжа, между шпангоутами № 9 и 10, справа от оси самолета.

Кнопка переключения радиостанции на передачу установлена во внутренней полости ручки — рычага управления двигателем.

Указатель высоты — на приборной доске.

Передающая антенна (блок № 4) — в левом крыле, между нервюрами № 21 и 22.

Приемная антенна (блок 3) — в правом крыле, между нервюрами № 3 и 4.

МАРКЕРНОЕ РАДИОУСТРОЙСТВО МРП-48П

В комплект аппаратуры МРП-48П входят приемник, внутрифюзеляжная антенна, сигнальная лампа и электрический звонок.

Агрегаты МРП-48П смонтированы на самолете в следующих местах:

Приемник — в хвостовой части фюзеляжа, внизу между шпангоутами № 16 и 17.

Внутрифюзеляжная антенна — позади приемника, между шпангоутами № 19 и 20.

Электрический звонок — на шпангоуте № 9 у левого борта.

Сигнальная лампа — на приборной доске.

Радиокабели к антенне МРП-48П защищены от температурных воздействий форсажной камеры двойным слоем обмотки из шнурового асбеста и обмоткой из стеклянной ленты ЛАС.

Размещение агрегатов ОСП-48П при улучшенном размещении блоков РП-1 не изменяется, за исключением установки преобразователя МА-250, который перенесен в переднем отсеке фюзеляжа с правого борта на левый.

УСТАНОВКА СВЯЗНОЙ УЛЬТРАКОРОТКОВОЛНОВОЙ РАДИОСТАНЦИИ РСИУ-3М ПРИ УЛУЧШЕННОМ РАЗМЕЩЕНИИ СТАНЦИИ РП-1

В варианте самолета с улучшенным размещением станции РП-1 произведена небольшая перекомпоновка блоков станции РСИУ-3М, кроме того, внесены конструктивные изменения в панели крепления приемника и передатчика станции.

Блоки радиостанции размещены на самолете в следующих местах (фиг. 88):

Передатчик (блок А) остался на прежнем месте, но крепится непосредственно на панель с амортизаторами, входящую в конструкцию самолета.

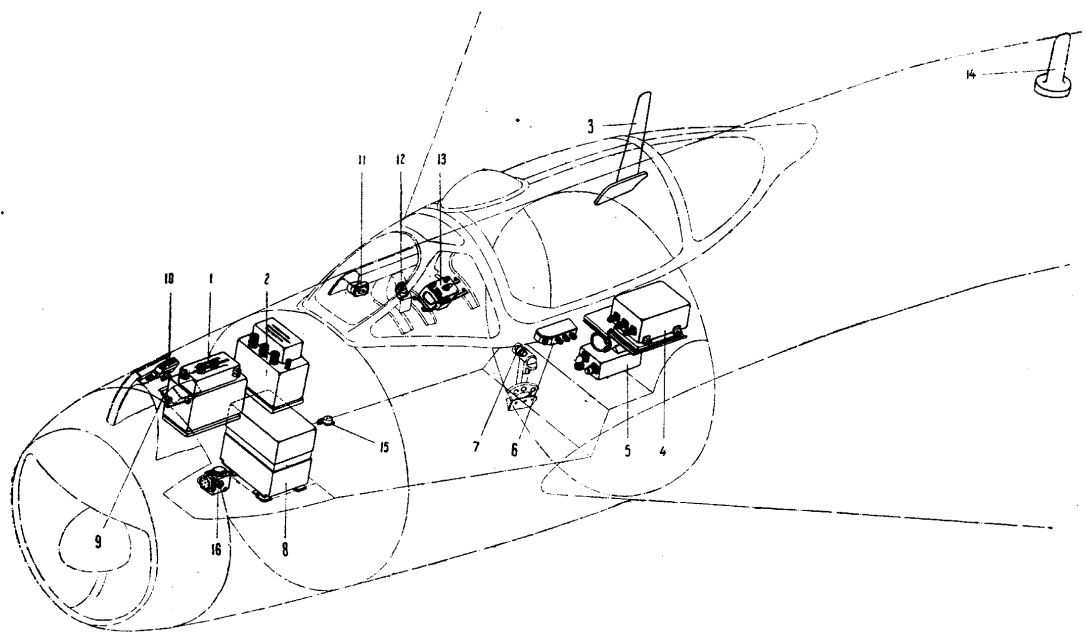
Приемник (блок Б) установлен перед передатчиком также на вновь введенной панели с амортизацией.

Выпрямитель (блок В) подвинут ближе к борту.

Преобразователь МА-100 установлен на новом месте в кабине между шпангоутами № 8 и 9, за сиденьем летчика слева от оси самолета, под блоком В.

Щиток управления остался на прежнем месте.

Антенна (штыревая) укреплена на прежнем месте. Кнопка переключения радиостанции на передачу также осталась на старом месте.



Фиг. 88. Схема размещения на самолете РСИУ-3М и СРО при улучшенном размещении РП-1.
 1—приемник РСИУ-3М; 2—передатчик РСИУ-3М; 3—антенна РСИУ-3М; 4—выпрямитель (блок В) РСИУ-3М; 5—преобразователь МА-100; 6—щиток управления; 7—кнопка переключения радиостанции на передачу; 8—приемо-передатчик СРО; 9—электрофильтр Ф-14А; 10—щиток контроля цепи взрыва; 11—дублирующий переключатель сигнала бедствия; 12—кнопка взрыва СРО; 13—кодированный щиток СРО; 14—штыревая антенна СРО; 15—штепсельная розетка 48К «Барьер-Взрыв»; 16—инерционный замыкатель.

4. ОТВЕТЧИК СИСТЕМЫ РАДИООПОЗНАВАНИЯ (СРО)

Комплект аппаратуры ответчика СРО такой же, как на самолете МиГ-17; размещение агрегатов имеет некоторые отличия.

В комплект аппаратуры входят приемо-передатчик, кнопка взрыва, кодовый щиток, выносной переключатель сигнала бедствия, инерционный замыкатель и антенна.

Агрегаты размещены на самолете в следующих местах:

Приемо-передатчик — в переднем отсеке оборудования, между шпангоутами № 3 и 4, правее оси самолета в специальной выколотке горизонтальной жесткости.

Кодовый щиток — в кабине на правом борту, между шпангоутами № 7 и 8.

Дублирующий переключатель сигнала бедствия — на подфоновой панели, между шпангоутами № 5 и 6, на правом борту.

Кнопка взрыва — на правом борту между правым электрощитком и щитком управления АРК-5.

Штепсельная розетка 48К «Барий—Взрыв» — на шпангоуте № 8 справа от оси в кабине.

Инерционный замыкатель — на левом борту в верхней части фюзеляжа, на шпангоуте № 1.

Автомат защиты сети АЗС-10 — под кодовым щитком на правом борту.

Штыревая антенна — снаружи фюзеляжа в его верхней части, между шпангоутами № 16 и 17, левее оси.

Щиток контроля цепи взрыва установлен в люке оборудования справа, у шпангоута № 2. На щитке имеется сигнальная лампочка и выключатель с надписью «Лампочка горит, не включай». Горение лампочки свидетельствует о неисправности, т. е. замыкании цепи взрыва.

На самолетах с улучшенным размещением станции РП-1 комплектации и размещение самолетного радиоопознавателя сохранились без изменений (см. фиг. 88).

ГЛАВА IX

КАБИНА САМОЛЕТА И ЕЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Самолет МиГ-17ПФ оборудован герметической кабиной вентиляционного типа, обеспечивающей нормальные условия эксплуатации самолета на всех высотах от земли до потолка.

Для наддува кабины самолет оборудован двухпроводной системой питания горячим и охлажденным воздухом и системой вентиляции, позволяющими подавать в кабину воздух различных температур.

Для того чтобы летный состав мог без вреда для организма эксплуатировать самолет на больших вы-

сотах, в кабине самолета размещен кислородный прибор КП-18.

С целью повышения работоспособности летчика при действии эксплуатационных перегрузок, возникающих в полете, в кабине установлены противоперегрузочный костюм ППК-1 и система его питания.

Для покидания летчиком самолета на больших скоростях в кабине самолета установлено катапультируемое сиденье.

1. ГЕРМЕТИЧЕСКАЯ КАБИНА

Герметическая кабина самолета МиГ-17ПФ — вентиляционного типа. Назначением герметической кабины является поддержание во время полета в кабине заданного избытка давления по сравнению с давлением в атмосфере, окружающей самолет.

Для создания в кабине избытка давления отсек кабины загерметизирован и установлена система питания кабины сжатым воздухом от компрессора двигателя самолета (как и на самолете МиГ-17).

Герметичность кабины достигается теми же конструктивными средствами, что и на самолете МиГ-17. Заклепочные швы загерметизированы тиоколовым уплотнителем и клеем № 88; болтовые соединения — тиоколом, специальными резиновыми шайбами и клеем № 88; выводы и вводы трубопроводов — штуцерами с резиновыми шайбами; вводы и выводы электро- и радиосистем загерметизированы с помощью штепсельных герметичных разъемов; выводы системы управления самолетом и двигателем — резиновыми чехлами и манжетами; соединения на фонаре — тиоколом, резиновыми прокладками и резиновым надувным шлангом. Воздух для наддува резинового шланга поступает из бортовой сети самолета через понижающий редуктор РВ-3. Подача воздуха регулируется краном герметизации, объединенным с краном питания кабины воздухом.

Подача в кабину сжатого воздуха от компрессора двигателя производится по двум ветвям трубопровода, подсоединенного в кабине к управляющему крану питания (фиг. 89).

Система питания собрана из отдельных труб, соединенных дюритовыми шлангами. В систему

включены обратные клапаны ОКН-30, сохраняющие давление в кабине в случае поражения компрессора или внешних труб системы.

Двухпроводная система питания позволяет подавать в кабину воздух разных температур, так как одна ветвь трубопровода теплоизолирована, а вторая — открыта и охлаждается потоком воздуха.

От крана питания воздух подается в коллекторы обогрева остекления козырька и подвижной части фонаря и в коллектор обогрева ног летчика. Воздух, поступающий в кабину, обогревает остекление фонаря, предохраняя его от запотевания.

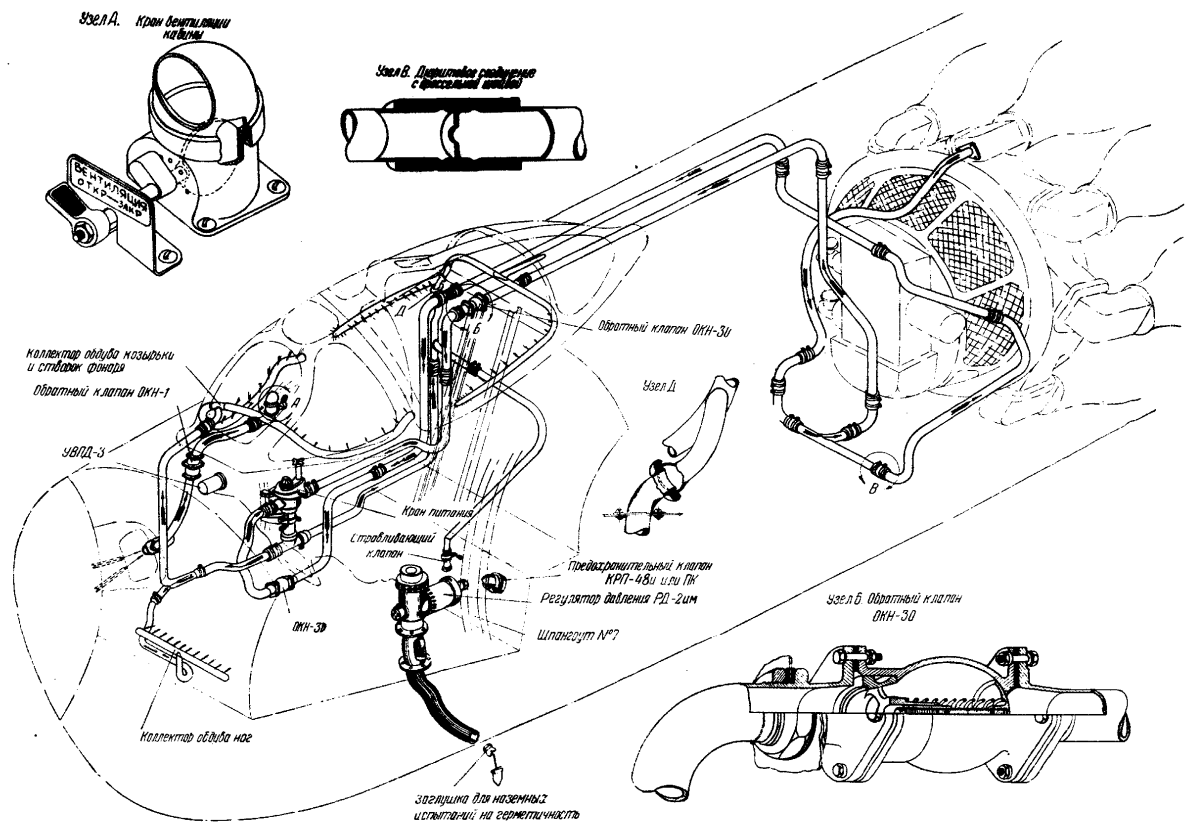
Для ограничения количества воздуха, поступающего в коллектор подвижной части фонаря, от трубы, подающей воздух в коллектор, сделан отвод и на конце его размещен стравливающий клапан. Клапан оттарирован на открывание при давлении 70—79 мм рт. ст.

Регулировка избытка давления в кабине по высотам производится автоматически регулятором давления РД-2ИМ. Регулятор имеет маховик, позволяющий производить регулировку вручную.

Регулятор давления имеет максимальную пропускную способность 350 кг воздуха в час и поддерживает на высотах рабочий избыток давления в кабине в $0,3 \pm 0,02 \text{ кг/см}^2$ на $H=10\,000 \text{ м}$.

Регулятор РД-2ИМ установлен у левого борта на выводной трубе, предназначенной для вывода избытка воздуха в атмосферу; одновременно труба служит кронштейном для установки прибора.

Для уменьшения потерь тепла в районе ног летчика борта кабины между шпангоутами № 4 и 5 оклеены шинельным сукном и дерматином, а на пол кабины уложены фанерные накладки.



Фиг. 89. Схема питания воздухом и вентиляции кабины.

Для продува кабины с целью понижения температуры (в летнее время на малых высотах) имеется система вентиляции, подающая холодный воздух из всасывающего канала. Воздух для системы вентиляции забирается заборным патрубком из правого канала всасывания и по трубопроводу подается к крану вентиляции.

Кран вентиляции установлен под козырьком с правой стороны на подфоновной обшивке. Кран позволяет регулировать направление и силу струи вентилирующего кабинку воздуха. В трубопроводе установлен обратный клапан ОКН-30, перекрываю-

щий систему при переводе кабины на питание от двигателя.

На ступеньке пола кабины между шпангоутами № 8А и 8, у левого борта, на специальном патрубке установлен предохранительный клапан ПК. Клапан включается в работу и выпускает воздух из кабины, если давление в кабине поднялось выше допустимого. Установка клапана ПК аналогична установке его на самолете МиГ-17.

Летчик наблюдает за режимами давления в кабине по двухстрелочному прибору УВПД-3 — указателю высоты и перепада давления, установленному на правой стороне приборной доски.

2. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Кислородное оборудование (фиг. 90) самолета МиГ-17ПФ состоит из стационарного кислородного прибора типа КП-18 и парашютного прибора КП-23.

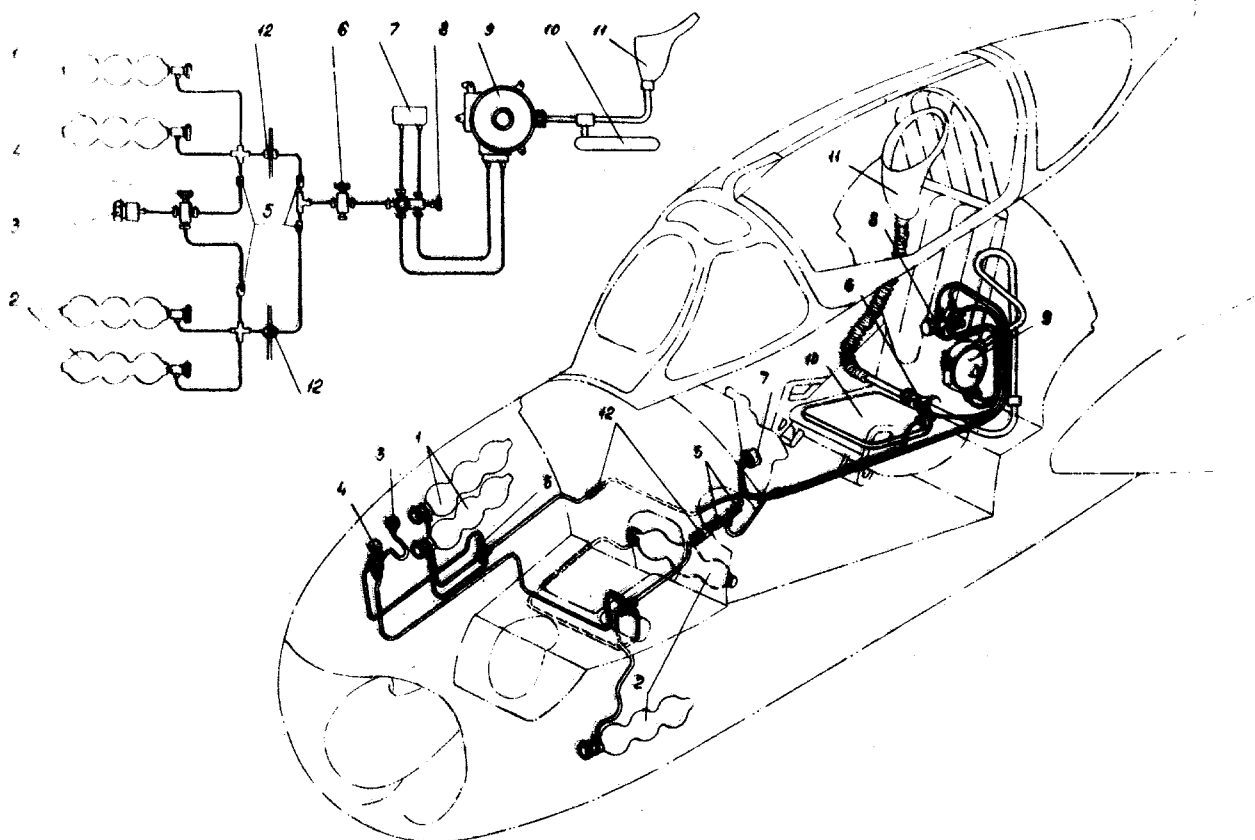
Кислородный прибор КП-18 получает кислород из 4 трехкамерных шаровых двухлитровых кислородных баллонов.

Баллоны установлены: два (на общем сварном кронштейне) в переднем отсеке, перед кабиной по

правому борту; один баллон между шпангоутами № 4 и 5А, под полом кабины, поперек фюзеляжа на двух кронштейнах; один баллон под горизонтальной жесткостью слева, между шпангоутами № 2 и 4.

Предусмотрена зарядка кислородных баллонов через бортовой штуцер, установленный в переднем люке на правой стороне шпангоута № 2.

Системой трубок баллоны объединены в две



Фиг. 90. Принципиальная и монтажная схемы кислородного оборудования.

1—кислородный баллон на 2 л; 2—кислородный баллон на 2 л; 3—бортовой зарядный штуцер; 4—бортовой вентиль KB-2; 5—обратный клапан; 6—заборный вентиль KB-2; 7—

указатель МК-18; 8—редуктор КР-14А; 9—кислородный прибор КП-18; 10—кислородный прибор КП-23 или КП-28; 11—кислородная масса КМ-16А; 12—разъемные штуцеры.

группы, по два баллона в каждой, от которых кислород подается в кабину по двум независимым магистралям. В кабине за броней на шпангоуте № 4 обе магистрали объединяются тройником с обратными клапанами в один трубопровод. Включение в систему обратных клапанов при наличии двух магистралей значительно повышает ее живучесть.

Прибор КП-18 установлен на левом борту кабины, кислородный указатель — на левой неподвижной панели приборной доски, редуктор и приборный вентиль — на левом борту на шпангоуте № 7. Сумка для хранения кислородной маски установлена на правом борту около шпангоута № 8.

Парашютный прибор КП-23 укладывается в карман ранца парашюта. Цепочка приведения в действие прибора КП-23 укреплена к стрингеру на левом борту между шпангоутами № 7 и 8. Там же установлен крючок для подвески цепочки, когда она отсоединена от прибора. Предусмотрена возможность крепления цепочки к левому пульта в кабине для этого к каркасу пульта приварена пластинка, просверлены отверстия и поставлены запасные болты.

Примечание. С самолета № 58210801 осуществлено улучшенное крепление цепочки КП-23 (к шпангоуту № 7) и расширены подходы для подсоединения шлангов парашютного и бортового приборов благодаря повороту АД-5 и КП-18, а также изменению кривизны труб и их более плотному прижатию к борту. Это обеспечивает воз-

можность приведения в действие КП-23 в качестве аварийного средства питания летчика кислородом в случае отказа бортового кислородного прибора КП-18, улучшает подход к креплению и навеске цепочки и подходы для укладки и соединения шлангов приборов.

УСТАНОВКА КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ПРИ УЛУЧШЕННОМ РАЗМЕЩЕНИИ БЛОКОВ РП-1 (фиг. 91)

Кислородные шаровые баллоны установлены на новых местах: два на горизонтальной жесткости в переднем люке оборудования, под блоками № 14 и 15 станции РП-1, третий — в нише переднего колеса, справа в зоне шпангоутов № 2 и 4, четвертый баллон размещен под полом кабины, поперек фюзеляжа между шпангоутами № 4 и 5А, вентилем к левому борту.

Принципиальная схема соединений трубопроводов системы кислородного оборудования осталась без изменений. Прибор КП-18, кислородный указатель, редуктор и приборный вентиль установлены на прежних местах.

Парашютный прибор КП-23, как и раньше, укладывается в карман ранца парашюта. Цепочка приведения в действие прибора КП-23 укреплена на левом борту.

3. ПРОТИВОПЕРЕГРУЗОЧНЫЙ КОСТЮМ ППК-1

Противоперегрузочный костюм ППК-1 (фиг. 92) предназначен для летчиков истребительной авиации и служит средством, повышающим сопротивляемость организма летчика перегрузкам, возникающим в полете.

Костюм ППК-1 позволяет переносить значительные перегрузки по величине (до 8 g) и по продолжительности их действия, улучшает общее самочувствие летчика при воздействии перегрузок, уменьшает утомляемость. Костюм представляет собой брюки из двойной ткани капрон с размещенными внутри пятью резиновыми камерами. По мере увеличения перегрузки в камеры подается сжатый воздух, камеры раздуваются и сжимают область живота и ноги летчика, препятствуя отливу крови от головы.

В систему противоперегрузочного костюма входят следующие агрегаты: автомат давления АД-5 с двумя ступенями выдаваемого давления: низкое («Мин.») и высокое («Макс.»), с диапазоном работы от перегрузки 1,75 g до перегрузки 8 g; фильтр автомата давления; два датчика сигнализации предельной перегрузки СД-22А и СД-23А; сигнальная лампа СЛЦ-51 (красная); переключатель ПП-45; перегрузочный костюм ППК-1; комплект дюралюминовых и дюритовых труб, электропроводки от переключателя к датчикам сигнализации и сигнальной лампе.

НАЗНАЧЕНИЕ И УСТАНОВКА АГРЕГАТОВ ПИТАНИЯ КОСТЮМА

Автомат АД-5 предназначен для подачи воздуха в костюм в зависимости от перегрузки, действующей на самолет. Автомат устанавливается по желанию летчика на максимум или минимум выдава-

емого давления. Автомат размещен на левом борту кабины перед кислородным прибором, за шпангоутом № 7, на стальном кронштейне в вертикальном положении.

Фильтр автомата АД-5 предназначен для очистки от механических частиц воздуха, поступающего в автомат АД-5 из системы питания кабины. Фильтр установлен в кабине у шпангоута № 9 на кронштейне.

Датчики сигнализации СД-22А и СД-23А предназначены для замыкания электроцепи сигнальной лампы СЛЦ-51 при достижении перегрузки 7÷8 g. Оба датчика соединены электропроводами с переключателем и сигнальной лампой СЛЦ-51. К датчикам СД-22А и СД-23А присоединен трубопровод подвода давления воздуха из автомата АД-5.

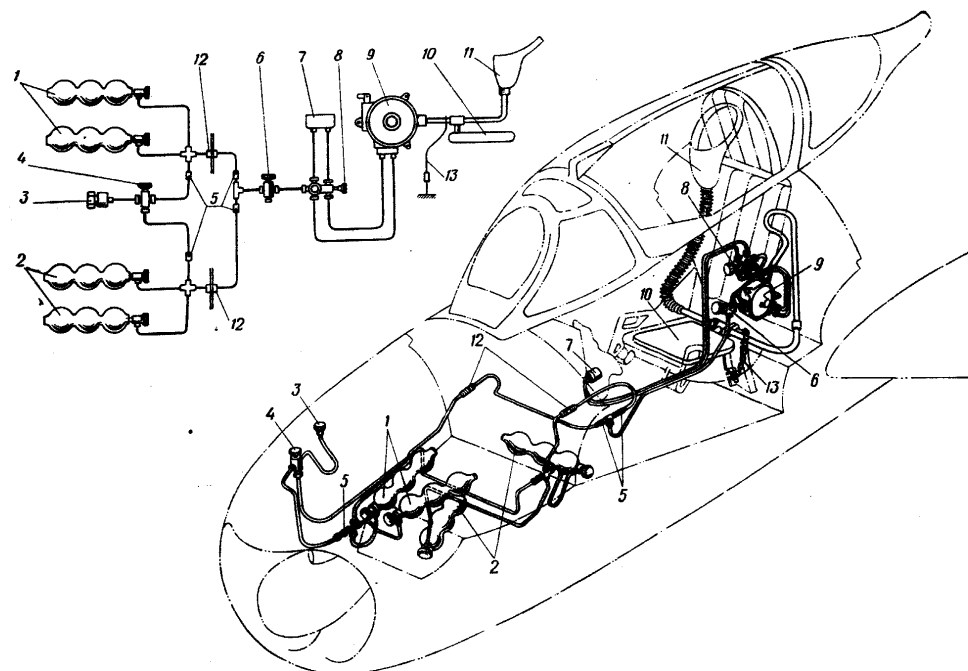
СД-22А оттарирован на давление в костюме 295 ± 30 мм рт. ст., при этом давлении он замыкает электроцепь.

СД-23А оттарирован на давление в костюме 405 ± 30 мм рт. ст., при этом давлении он замыкает электроцепь.

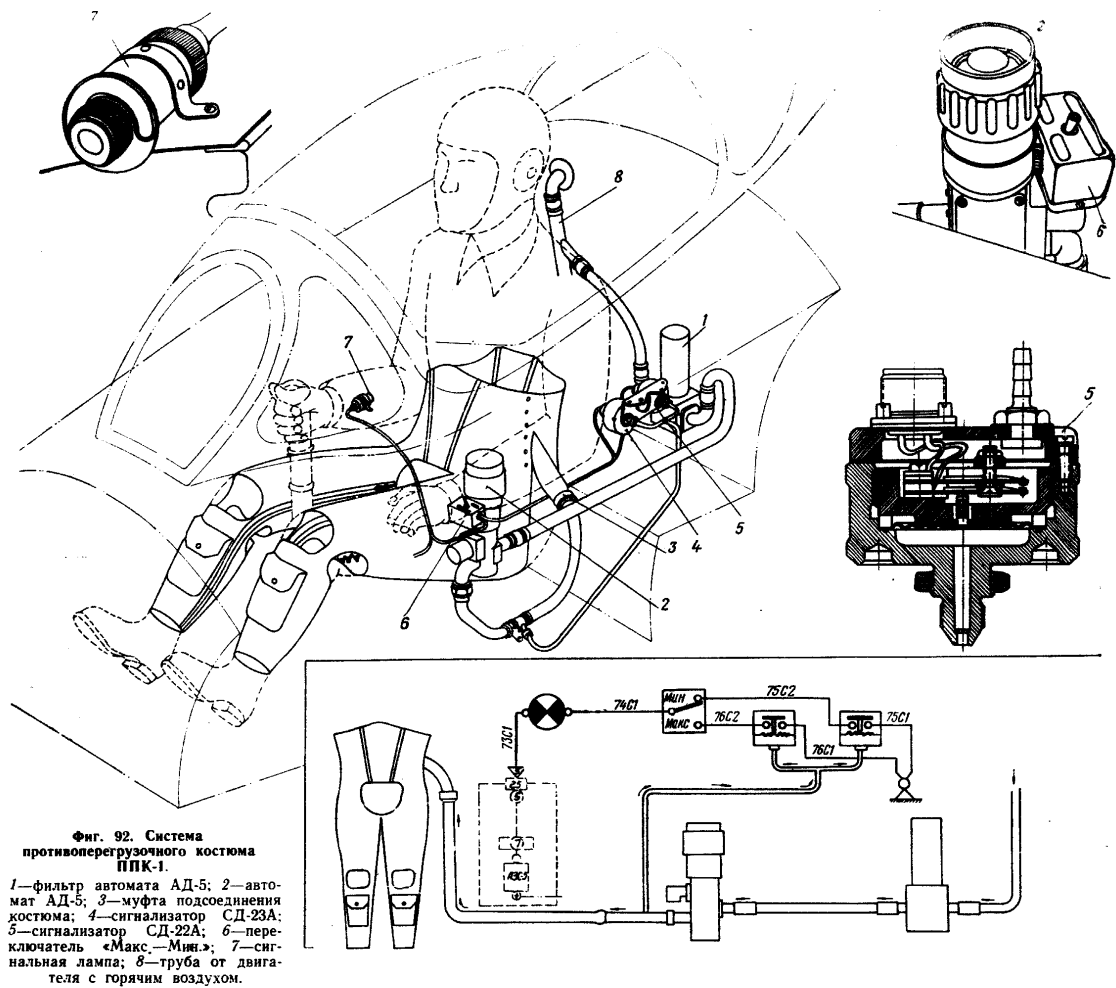
Оба датчика сигнализации установлены на одном дюралюминовом кронштейне под полкой крепления выпрямителя станции РСИУ-3М.

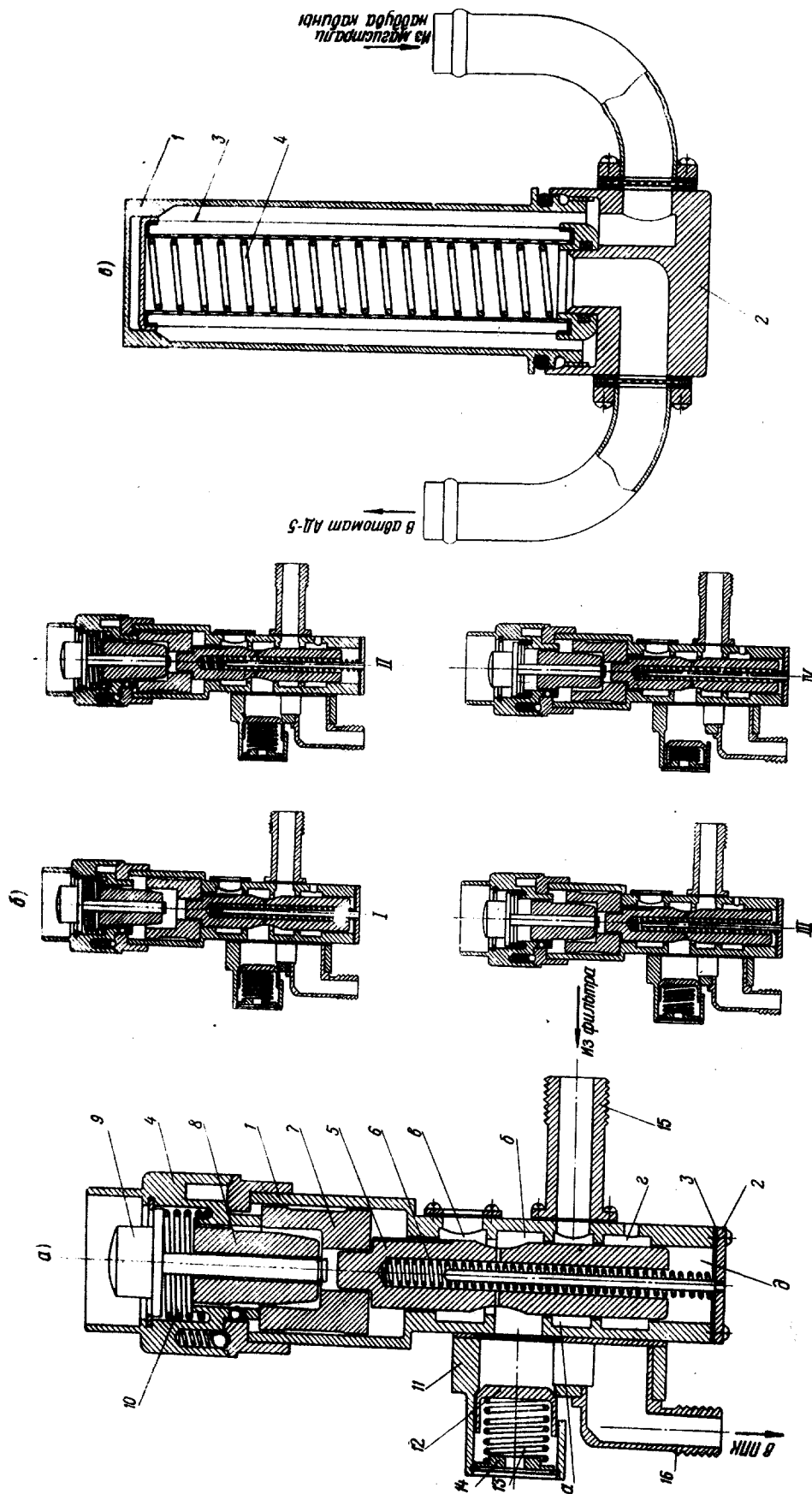
Переключатель ПП-45 предназначен для включения напряжения на контакты одного из сигнализаторов давления. Переключатель установлен на автомате АД-5 в дюралюминовой коробке.

Переключатель ПП-45 имеет два положения и включает в работу только один из датчиков сигнализации предельной перегрузки соответственно максимуму или минимуму выдаваемого автоматом АД-5 давления. Переключатель устанавливается в одно из этих положений перед полетом в зависимости от установки степени давления на автомате АД-5.



Фиг. 91. Принципиальная и монтажная схемы кислородного оборудования при улучшенном размещении станции РП-1.
 1—кислородный баллон на 2 л; 2—кислородный баллон на 2 л; 3—бортовой зарядный штуцер; 4—бортовой вентиль КВ-2; 5—обратный клапан; 6—запорный вентиль КВ-2; 7—указатель ИК-18; 8—редуктор КР-14А; 9—кислородный прибор КП-18; 10—кислородный прибор КП-15 или КП-23; 11—кислородная маска КМ-16А; 12—разъемные штуцеры; 13—цепочка.





Фиг. 93. Агрегаты системы ППК-1.

- а) — автомат АД-5.
 1 — корпус; 2 — крышка корпуса с осью; 3 — кольцо; 4 — толчок; 5 — поршень; 6 — пружина; 7 — нижний груз; 8 — верхний груз; 9 — кнопка со штоком; 10 — пружина; 11 — корпус предохранительного клапана; 12 — предохранительный клапан; 13 — пружина; 14 — шайба; 15 — входной штуцер; 16 — выходной штуцер; а, б, в, г — кольцевые камеры; д — подпоршневая камера.
- б) — схема работы автомата АД-5.
 I — положение автомата при $n=1,75$ г; II — положение автомата при $n < 1,75$ г; III — положение автомата на второй ступени давления; IV — положение автомата при $n > 8$ г.
- в) — основание; 3 — бумажный фильтр; 4 — пружина. 5) — фильтр АД-5.
- г) — кожух; 2 — основание; 3 — бумажный фильтр; 4 — пружина.

Сигнальная лампа СЛЦ-51 (красная, с надписью «Предел перегрузки») предназначена для предупреждения летчика о достижении самолетом предельной эксплуатационной перегрузки. Она установлена под козырьком фонаря с левой стороны.

РАБОТА СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ КОСТЮМА

Воздух из магистрали горячего воздуха системы отопления кабины по трубопроводам сечением 16×1,2 мм поступает в фильтр автомата АД-5 и из него в автомат АД-5.

Из автомата воздух расходится по двум магистралям: одна — к датчику сигнализации, вторая — к костюму. Давление воздуха в костюме и датчике сигнализации одинаковое и изменяется пропорционально перегрузке, действующей на самолет.

Когда перегрузка самолета достигает 7-8-кратного значения, давление воздуха в костюме и датчике сигнализации достигает значения, заданного данным датчиком; контакты датчика сигнализации замыкаются, загорается сигнальная лампа СЛЦ-51 с надписью «Предел перегрузки».

РАБОТА АВТОМАТА ДАВЛЕНИЯ АД-5

Автомат АД-5 (фиг. 93) работает в диапазоне перегрузок от 1,75 до 8 g и состоит из следующих основных деталей: корпуса 1, крышки корпуса с клапаном 2, кольца 3, головки 4, в которой смонтированы шариковые замки и фиксирующие шарики с пружинами, поршня 5 с пружиной 6, нижнего груза 7, верхнего груза 8, кнопки 9 со штоком и пружиной 10, предохранительного клапана 11 с пружиной 13 и шайбой 14, входного штуцера 15 и выходного штуцера 16.

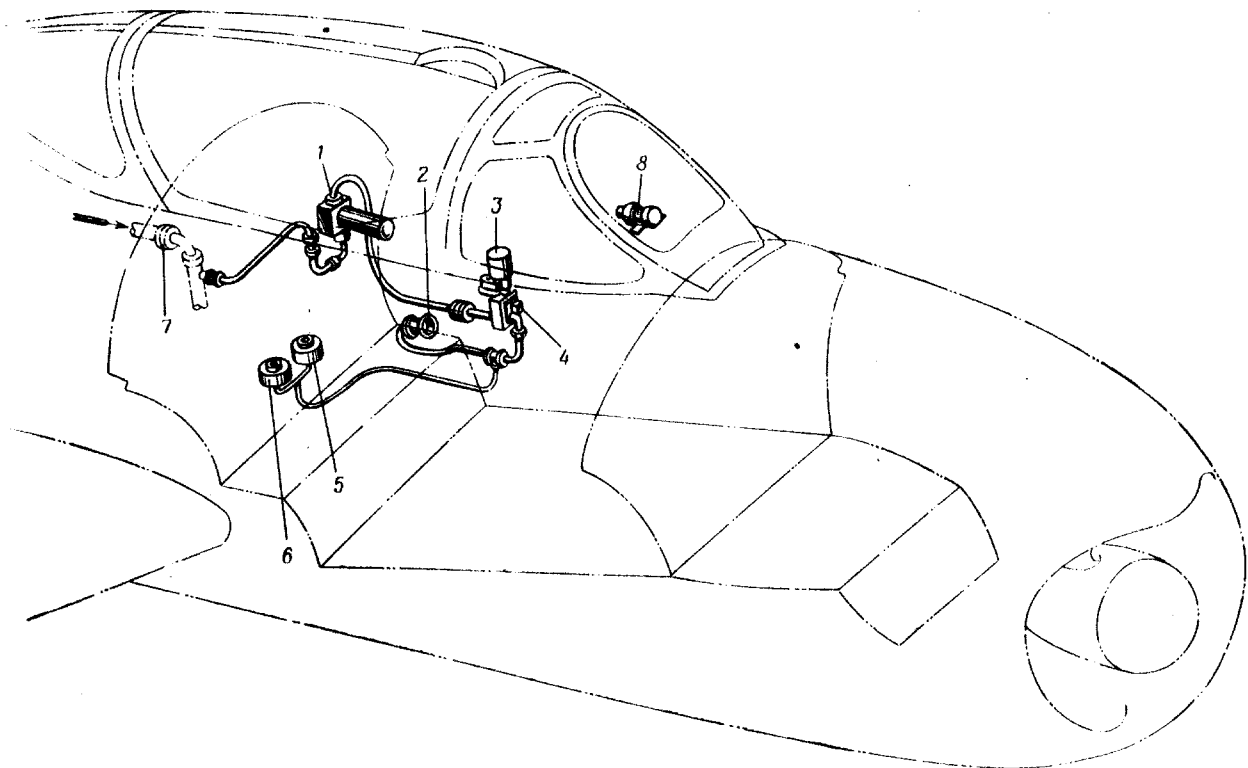
Автомат может работать как с одним нижним грузом, так и с двумя грузами — нижним и верхним.

При работе с одним нижним грузом и при перегрузках от 1,75 до 8 g автомат обеспечивает давление в костюме соответственно от 10 до 346 мм рт. ст., а при работе с двумя грузами и тех же перегрузках — от 15 до 460—465 мм рт. ст.

Включение верхнего груза в работу и выключение его производится поворотом головки 4 с надписями «Мин.» и «Макс.». При повороте головки в положение «Мин.» верхний груз закрепляется неподвижно шариковыми замками, а при повороте в положение «Макс.» шариковые замки освобождают верхний груз и включают его в работу.

При отсутствии перегрузок поршень и нижний груз удерживаются в верхнем положении пружиной, а верхний груз закрепляется неподвижно шариковыми замками. В этом случае воздух от фильтра через входной штуцер поступает в кольцевую камеру a . Кольцевые камеры b и c соединены с кабиной и стравливают воздух, просочившийся в них.

Под действием положительной перегрузки грузы и поршень, сжимая пружину, опускаются вниз, пе-



Фиг. 94. Схема питания костюма ППК-1.

1—фильтр автомата АД-5; 2—муфта подсоединения костюма; 3—автомат АД-5; 4—переключатель «Макс.—Мин.»;
5—сигнализатор давления СД-23А; 6—сигнализатор давления СД-22А; 7—труба от двигателя с горячим воздухом;
8—сигнальная лампа.

перекрывают камеры *а* и *г*, а камеры *б* и *а* соединяются между собой. Из камеры *а* через камеру *б* и входной штуцер воздух поступает в костюм.

Одновременно часть воздуха через радиальные отверстия в шейке поршня попадает в подпоршневую камеру *д* и создает в ней давление, которое помогает пружине поднимать поршень и грузы вверх. Перемещаясь вверх, поршень уменьшает кольцевую щель, сообщающую камеры *а* и *б*, и оставляет небольшой зазор, через который компенсируется утечка воздуха из костюма и соединений. Давление в подпоршневой камере равно давлению в противоперегрузочном костюме.

Если давление в костюме и в камере *б* превышает 150 мм рт. ст., то предохранительный клапан открывается и начинает стравливать из него избыточный воздух в кабину, а при давлении 470 мм рт. ст. предохранительный клапан открывается полностью. При перегрузках более 8 *g* автомат выдает постоянное максимальное давление, равное 460—465 мм рт. ст.

При уменьшении перегрузки поршень под действием пружины и давления воздуха в подпоршневой камере *д* перемещается вверх, перекрывает кольцевую щель, соединяющую камеры *а* и *б*, а камеры *б* и *д* и костюм сообщает с камерой *а*, через которую воздух постоянно стравливается в кабину.

Кнопка 9 служит для проверки работы автомата. При нажатии кнопки шток ее давит на поршень и опускает его вниз так же, как при перегрузке. При этом воздух из камеры *а* поступает в камеру *б* и из нее в костюм и создает в нем давление. Если отпустить кнопку, то поршень поднимется вверх, перекроет щель, соединяющую камеры *а* и *б*, и соединит камеры *б* и *а*, воздух из костюма стравится в кабину через камеры *б* и *а*.

РАЗМЕЩЕНИЕ АГРЕГАТОВ ПИТАНИЯ ПРОТИВОПЕРЕГРУЗОЧНОГО КОСТЮМА ППК-1 ПРИ УЛУЧШЕННОМ РАЗМЕЩЕНИИ СТАНЦИИ РП-1 (фиг. 94)

Автомат АД-5 размещен на левом борту перед кислородным прибором за шпангоутом № 7 на стальном кронштейне в вертикальном положении. Фильтр автомата АД-5 установлен на шпангоуте № 9, слева от сиденья в горизонтальном положении.

Сигнализаторы давления СД-22А и СД-23А установлены за сиденьем летчика на общем кронштейне.

4. КАТАПУЛЬТИРУЕМОЕ СИДЕНЬЕ

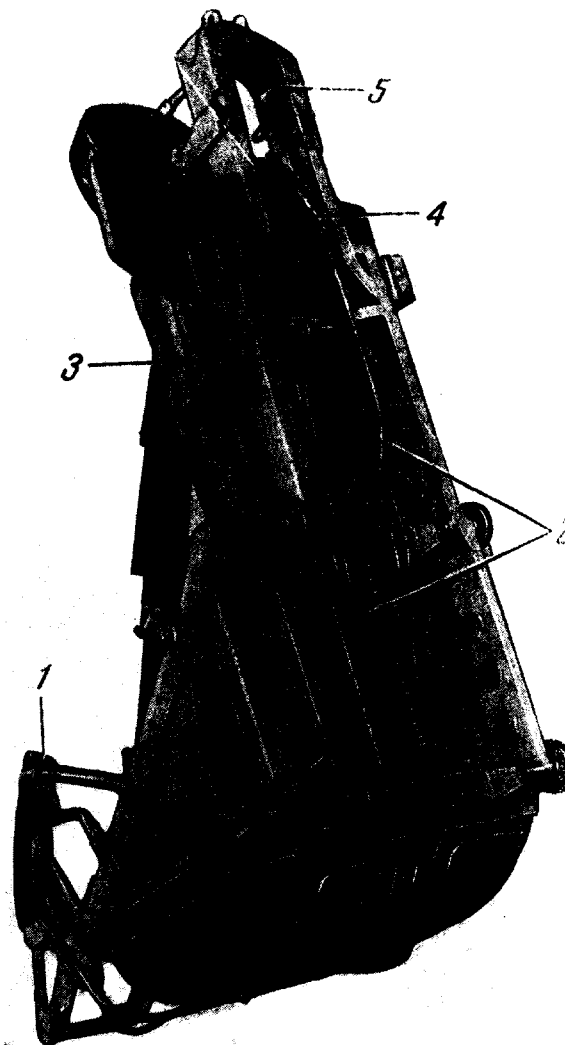
Катапультируемое сиденье летчика (фиг. 95) на самолете МиГ-17ПФ полностью аналогично катапультируемому сиденью самолета МиГ-17. Установка состоит из кресла, пиромеханизма и систем управления с предохранительными устройствами.

Основу кресла составляет стальной сварной каркас, имеющий поручни, подножки и (с задней стороны) четыре ролика. К каркасу приклепана чашка под парашют и боковины. С помощью морских болтов к каркасу присоединяется верхняя скоба, несущая бронеспинку и бронезаголовник.

90

не, на стенке шпангоута № 9, левее оси симметрии самолета.

Сигнальная лампа с надписью «Предел перегрузки» установлена под козырьком фонаря с левой стороны.



Фиг. 95. Катапультируемое сиденье.

1—рычаг аварийного сбрасывания фонаря; 2—тяги управления сбрасыванием и выстрелом; 3—рычаг на колонке сбрасывания фонаря; 4—верхний параллелограммный механизм; 5—качающийся рычаг управления выстрелом.

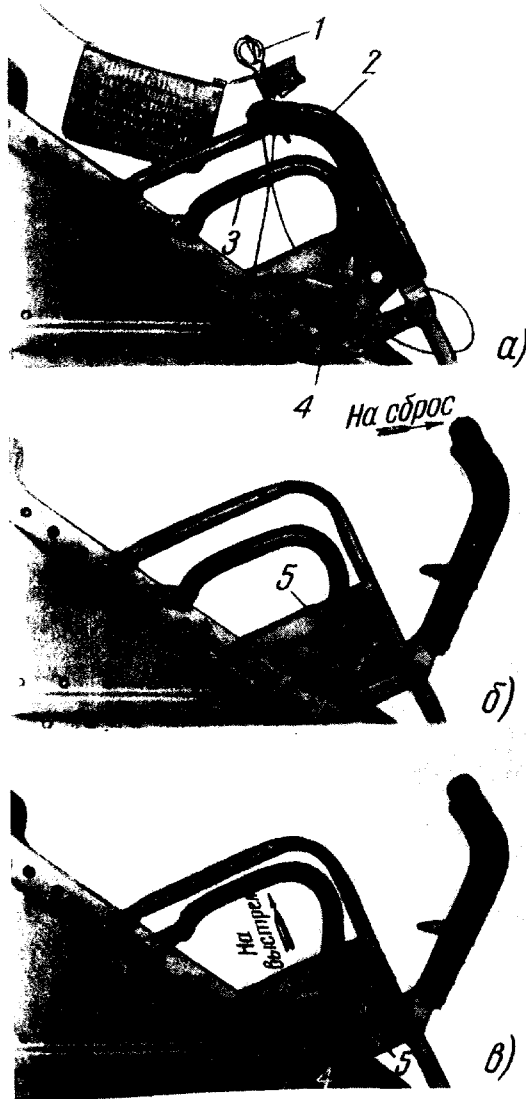
Бронеспинка и бронезаголовник покрыты съемными мягкими подушками на дуралюминовых основаниях. Толщина бронеспинки 16 мм, толщина бронезаголовника 25 мм.

Сиденье присоединяется к пиромеханизму при помощи верхней скобы, обеспечивающей возможность регулирования установки под рост летчика. Четырьмя роликами каркаса сиденье вставляется в направляющие рельсы, установленные наклонно от шпангоута № 8 к шпангоуту № 9, и закрепляется путем присоединения к пиромеханизму.

сиденья снабжено привязными ремнями. Плечевые ремни имеют механизм подтяга, благодаря чему могут менять величину слабину в полете. Ручное управление подтягом установлено на левом поручне. Поясные ремни регулируются на земле. Замок ремней управляется тросом от «груши» на

мат раскрывает замок ремней, освобождая летчика от сиденья.

Автомат приводится в действие в момент катапультирования благодаря вытягиванию контрольной шпильки фалом, присоединенным к конструкции самолета в кабине.

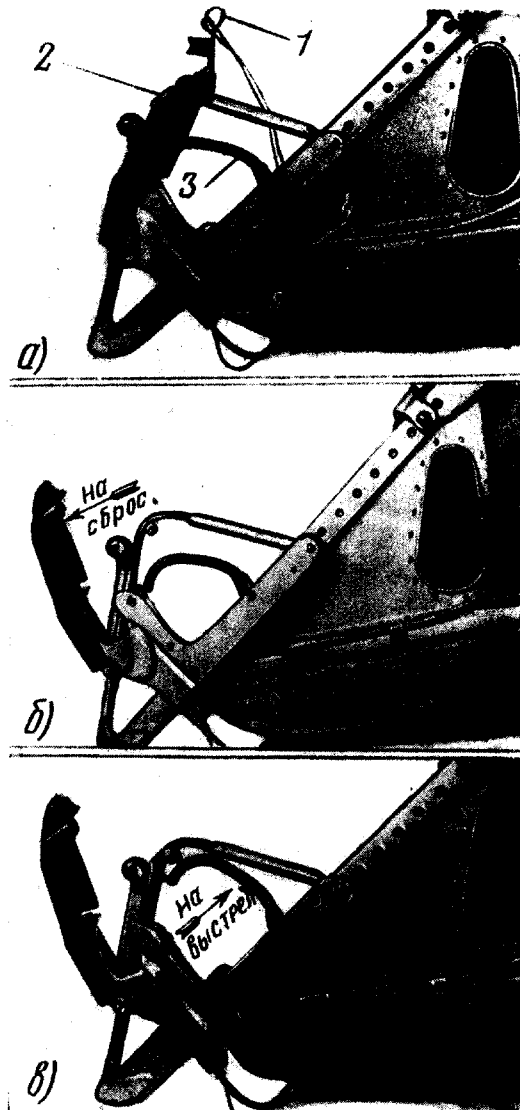


Фиг. 96. Правый поручень.

а—исходное положение; б—движение рычага на сбрасывание фонаря; в—движение рычага выстрела на катапультирование.

1—наземный стопор рычага сбрасывания створки фонаря; 2—рычаг сбрасывания фонаря; 3—рычаг выстрела пиромеханизма; 4—тяги управления верхним параллелограммным механизмом; 5—тяги управления механизмом сбрасывания фонаря.

правом пояском ремне. Для автоматизации раскрытия замка ремней в воздухе после катапультирования на правой стенке сиденья установлен автомат АД-3. По прошествии определенного заданного времени (1,5–2 сек.) после катапультирования авто-



Фиг. 97. Левый поручень.

а—исходное положение; б—движение рычага на сбрасывание фонаря; в—движение рычага выстрела на катапультирование.

1—наземный стопор рычага сбрасывания створки фонаря; 2—рычаг сбрасывания фонаря; 3—рычаг выстрела пиромеханизма; 4—тяги управления верхним параллелограммным механизмом; 5—тяги управления механизмом сбрасывания фонаря.

Пиромеханизм предназначен для выбрасывания из кабины кресла вместе с сидящим на нем летчиком. Пиромеханизм состоит из четырех узлов: наружной трубы, штока, нижнего опорного узла с поршнем шарикового замка и головки пиромеханиз-

ма с боевым механизмом и пиропатроном. Пиромеханизм срабатывает при выдергивании упора из-под бойка в головке пиромеханизма. Порох в пиропатроне сгорает и образовавшиеся газы отпирают шариковый замок, а затем выталкивают шток, увлекающий за собой все сиденье. Срок годности заряженного в пиромеханизм патрона один год.

Примечание. В летних условиях эксплуатации применяется пиропатрон ПК-4, а в зимних условиях — ПК-5-1.

Выдергивание упора из-под бойка — управление выстрелом — осуществляется верхним параллелограммным механизмом сиденья, который может быть приведен в действие независимыми гибкими тягами, идущими с правого и левого поручней. Тяги могут быть приведены в движение скобой на правом поручне или рычагом на левом (фиг. 96 и 97).

Чтобы исключить возможность катапультирования при несброшенном фонаре кабины, управление сбрасыванием осуществляется от рычагов, установленных на поручнях и в исходном положении запирающих скобу и рычаг выстрела. Поэтому, не про-

изведя движения на сбрасывание фонаря, нельзя произвести движения на выстрел.

От рычагов сбрасывания фонаря гибкие тяги передают движение верхней колонке с рычагом, установленной на сиденье.

Отклоняясь, рычаг на колонке нажимает на планку установленного на рельсах кабины параллелограммного механизма сбрасывания фонаря. Движение планки приводит в действие замки рельсов фонаря, они отпираются, и фонарь благодаря воздействию давления из кабины и силы отсасывания внешним потоком воздуха отделяется от самолета. При отделении от кабины фонарь с помощью тросика выдергивает из головки пиромеханизма чеку, тем самым полностью освобождая систему катапультирования от блокирующих устройств, связанных с фонарем.

Для обеспечения большей безопасности при наземном обслуживании самолета устанавливаются наземные стопоры: на поручнях — стопоры запирают рычаги сбрасывания фонаря; на пиромеханизме — стопор запирает упор бойка пиромеханизма. Стопоры связаны в единую систему тросами. Снимаются стопоры только перед взлетом и после посадки самолета вновь ставятся на место.

ГЛАВА X

ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА. РАЗМЕЩЕНИЕ ПРИБОРОВ И ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ В КАБИНЕ

Приборное оборудование самолета позволяет вести полет днем и ночью, в условиях отсутствия видимости, на больших высотах и в сложных метеорологических условиях.

Приборное оборудование самолета состоит из пилотажно-навигационных приборов и приборов контроля за агрегатами силовой установки и отдельными агрегатами самолета (например, герметичности кабины, радионавигационных средств и средств сигнализации).

Для ведения ночного полета все ручки и рычаги управления в кабине маркированы светящейся краской.

С целью освобождения летчика от излишнего запоминания цифр и упрощения его работы шкалы приборов разбиты на цветные секторы, характеризующие различные режимы работы агрегатов:

1) голубой сектор свидетельствует о том, что работа на этом режиме не ограничена;

2) желтый сектор требует внимания, но работа на этом режиме допускается;

3) красный сектор свидетельствует о том, что работа на этом режиме запрещена.

Указатели приборов размещены на приборной доске, на правом и левом пультах и бортах кабины.

1. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

На приборной доске размещены следующие пилотажно-навигационные приборы и указатели:

- 1) комбинированный указатель скорости КСГ-1200;
- 2) высотомер ВД-17;
- 3) авиагоризонт АГИ-1;
- 4) электрический указатель поворота ЭУП-46;
- 5) вариометр ВАР-46;
- 6) манометр МС-1,5;
- 7) указатель дистанционного гиромагнитного компаса ДГМК-3;
- 8) указатель автоматического радиокompаса АРК-5;
- 9) указатель радиовысотомера РВ-2;
- 10) сигнальная лампа маркерного приемника МРП-48П;

11) часы АЧХ (переставлены по бюллетеню № ГК-389);

12) компас КИ-12 установлен над приборной доской.

Примечание. В соответствии с решением МАП и ВВС по бюллетеню ГК-389 с эксплуатации сняты манометр МС-1,5 и компас КИ-12.

Манометр МС-1,5 не ставится заводом с самолета № 58210517, а компас КИ-12 — с самолета № 58210442.

Пилотажно-навигационные приборы позволяют летчику правильно использовать в полете летно-технические возможности самолета и ориентироваться по заданному маршруту. Часть пилотажно-навигационных приборов работает от системы ПВД-3 по принципу замера разности динамического и статического давлений в полете, другая часть пилотажно-навигационных приборов основана на радиотехническом и электрическом принципах.

2. СИСТЕМА ПВД

Источником статического и динамического давлений для работы пилотажно-навигационных приборов является система ПВД. Приемником воздушных давлений является насадок ПВД-3, установленный на правом крыле.

При помощи стального переходника приемник

ПВД-3 присоединен к дуралюминовой штанге, надетой на конец противофлаттерного груза правого крыла. На левом крыле произведена установка макета ПВД-3, по весовым и габаритным величинам аналогично приемнику на правом крыле.

К приемнику ПВД-3 подсоединены два дюрито-

ных шланга для отвода статического и динамического давлений и электропровода обогревательного элемента приемника. От приемника по трубопроводам статическое и динамическое давление подается в кабину и системой распределительных коллекторов направляется к приборам.

Проводка статического давления подключена к следующим приборам:

- 1) указателю скорости КУС-1200;
- 2) высотомеру ВД-17;
- 3) вариометру ВАР-75;
- 4) указателю высоты и перепада давления УВПД-3;

5) автомату ввода высоты в прицел.

Проводка динамического давления подключена к указателю скорости.

Прокладка системы по крылу и в фюзеляже выполнена трубками АМГМ (6×4), закрепленными к конструкции. Трубки уложены с уклоном — они постепенно понижаются к нервюре № 22 крыла, благодаря чему образована нижняя точка сбора конденсата. В нижней точке системы установлены тройники-отстойники, из которых сливается конденсат. Подход к сливным штуцерам обеспечивается через лючок в обшивке крыла.

3. ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ЗА РАБОТОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Приборы контроля за работой двигателя позволяют летчику вести наблюдение в полете за работой двигателя: количеством оборотов, температурой газов за турбиной, давлением и температурой масла, давлением топлива в основной топливной системе форсажной камеры и количеством топлива в топливной системе самолета.

К приборам контроля за силовой установкой относятся:

- 1) тахометр ТЭ-15;
- 2) термометр ТГЗ-47 или ТГВ-11;
- 3) трехстрелочный указатель ЭМИ-3Р;
- 4) керосиномер КЭС-857;
- 5) манометр топлива ЭМ-100;
- 6) сигнализаторы СД-3 с сигнальными лампочками.

Все приборы контроля за работой агрегатов силовой установки работают на электродистанционной передаче.

4. РАЗМЕЩЕНИЕ ПРИБОРОВ И ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ В КАБИНЕ

В кабине самолета размещены основные командные и контрольные установки управления самолетом и всеми агрегатами (фиг. 98). Здесь находятся пилотажно-навигационные приборы и командные устройства средств радионавигации; командные установки и приборы управления агрегатами силовой установки и контроля за их работой; командные рычаги и другие средства управления органами управления и посадки самолета; командные устройства по управлению стрельбой из пушек и бомбометанием; пульты управления радиооборудованием; электрооборудование и рычажки управления аэронавигационными огнями, фарой, ракетницей, освещением в кабине; средства, обеспечивающие работоспособность летчика в любых эксплуатационных условиях и покидание самолета летчиком в случае необходимости.

Оборудование в кабине самолета размещено на приборной доске, на пультах, на электрощитках, на подфонарной панели, на полу кабины, на бортах кабины и над приборной доской.

ПРИБОРНАЯ ДОСКА

Приборная доска состоит из двух неподвижных и двух амортизированных панелей (фиг. 99).

На левой неподвижной панели доски приборов установлены сигнальная лампа СЛЦ-51 (зеленая, с надписью «Закрылки выпущены»), два реостата РУФО-45; переключатель ППН-45 с надписями «Фара», «Убрана—Выпущена»; кислородный указатель ИК-18; автомат защиты сети АЗС-5 под защитным колпачком с надписями «Управление шасси», «Выключено—Включено»; рукоятка управления

электромагнитным краном шасси с надписями «Шасси», «Убрана—Выпущено»; указатель положения шасси.

На левой амортизированной панели приборной доски установлены сигнальная лампа СЛЦ-51 (красная, с надписью «Маркер»); указатель курса АРК-5; указатель ДГМК-3; указатель радиовысотомера РВ-2; сигнальная лампа АОС-42 с надписью «Выпусти шасси»; указатель скорости КУС-1200; кнопка 5К с надписью «ДГМК»; высотомер ВД-17; часы АЧХ; авиагоризонт АГИ-1; указатель поворота ЭУП-46; сигнальная лампа СЛЦ-51 «Наддув не работает»; сигнальная лампа СЛЦ-51 «Генератор выключен»; сигнальная лампа СЛЦ-51 (зеленая, с надписью «2-й бак»); сигнальная лампа СЛЦ-51 (красная, с надписями «Пусковое давление» и «Лампа горит, не запускай»).

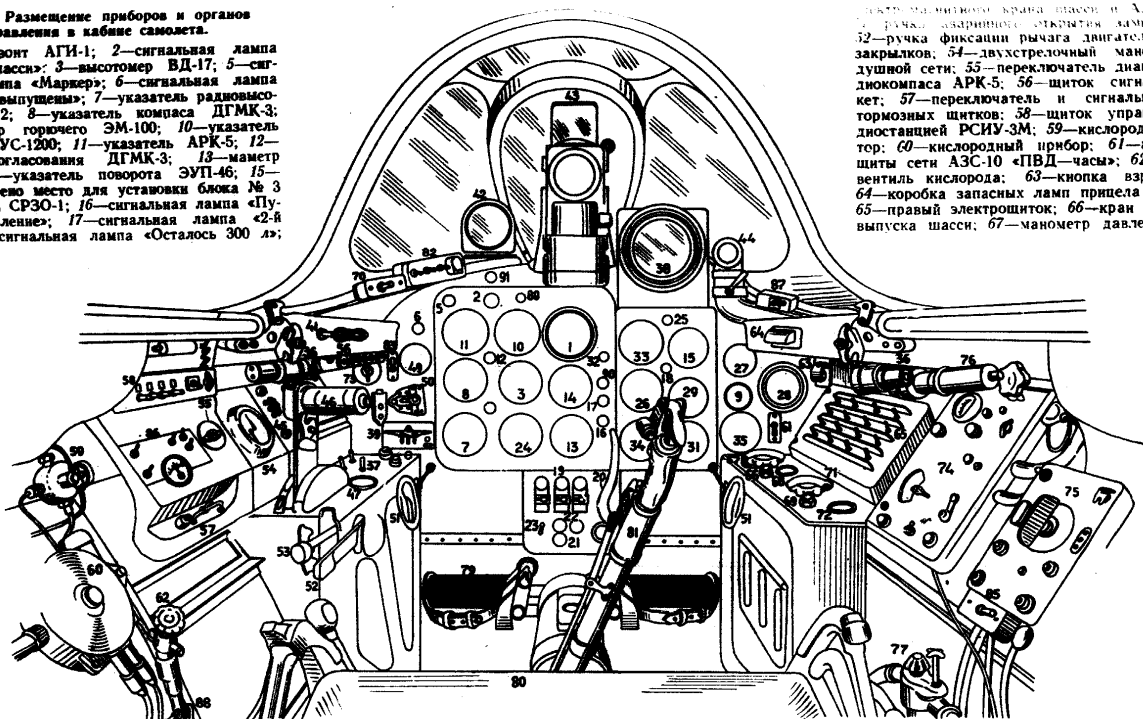
На правой амортизированной панели приборной доски установлены вариометр ВАР-75; сигнальная лампа СЛЦ-51 (красная, с надписью «Запуск в воздухе произвел, зажигание выключи»); сигнальная лампа СЛЦ-51 (красная, с надписью «300 л»); керосиномер КЭС-857; тахометр ТЭ-15; а также предусмотрено место для указателя (блок № 3) станции «Узел»; термометр выходящих газов ТГЗ-47; трехстрелочный указатель ЭМИ-3Р.

На правой неподвижной панели приборной доски установлены амперметр А-46; манометр топлива на 100 кг/см^2 ЭМ-100; указатель высоты и перепада давления УВПД-3; вольтметр В-46; автомат защиты сети АЗС-10 с надписями «ПВД-часы» и «Включено—Выключено».

Левая и правая неподвижные панели приборной доски представляют собой листы из материала Д16

Фиг. 98. Размещение приборов и органов управления в кабине самолета.

1—авиагоризонт АГИ-1; 2—сигнальная лампа «Выпусти шасси»; 3—высотометр ВД-17; 5—сигнальная лампа «Маркер»; 6—сигнальная лампа «Закрывки выпущены»; 7—указатель радиовысотометра РВ-2; 8—указатель компаса ДГМК-3; 9—манометр горючего ЭМ-100; 10—указатель скорости КВС-1200; 11—указатель АРК-5; 12—кнопка согласования ДГМК-3; 13—манометр МС-15; 14—указатель поворота ЭУП-46; 15—предусмотренное место для установки блока № 3 индикатора СРЗ-0-1; 16—сигнальная лампа «Пусковое давление»; 17—сигнальная лампа «2-й бак»; 18—сигнальная лампа «Осталось 300 л»;



19—счетчик патронов УСБ-1М; 20—сигнальная лампа «Выработка из подвесных баков»; 21—сигнальная лампа «Взрыв»; 22—сигнальная лампа «Подвеска бомб»; 23—выключатель ВВ-45 «Тактический сброс»; 24—часы АЧХ; 25—сигнальная лампа «Запуск в воздухе»; 26—тахометр ТЭ-15; 27—амперметр А-46; 28—вольтметр В-46; 29—термометр выходящих газов ТГЗ-47 или ТВГ-11; 31—трехстрелочный индикатор ЭМИ-3Р; 32—сигнальная лампа «Наддув не работает»; 33—вариометр ВАР-75; 34—керосиномер КЭС-857; 35—указатель высоты и перепада давлений УВПД-3; 36—лампа АРУФОШ; 37—переключатель ПН-45 триммера элерона, переключатель ПП-45 бустера элерона; 38—индикатор радиолокатора РП-1; 39—указатель положения шасси; 41—нажимной переключатель и сигнальная лампа триммера руля высоты; 42—компас КИ-12; 43—прицел АСП-3НМ с блоком 8РП-1; 44—кран вентиляции кабины; 45—левый электрошток; 46—рычаг управления двигателем; 47—манометр давления бустерной системы; 49—указатель кислорода ИК-18; 50—переключатель

двух манометров крана шасси и АЗС шасси; 51—ручка аварийного открытия замков шасси; 52—ручка фиксации рычага двигателя; 53—кран закрывков; 54—двухстрелочный манометр воздушной сети; 55—переключатель диапазонов радиоконцентра АРК-5; 56—щиток сигнальных ракет; 57—переключатель и сигнальная лампа тормозных щитков; 58—щиток управления радиостанцией РСНУ-3М; 59—кислородный редуктор; 60—кислородный прибор; 61—автомат защиты сети АЗС-10 «ПВД-часы»; 62—запорный вентиль кислорода; 63—кнопка взрыва СРО; 64—коробка запасных ламп прицела АСП-3НМ; 65—правый электрошток; 66—кран аварийного выпуска шасси; 67—манометр давления в ава-

рийном баллоне выпуска шасси; 68—манометр гидросистемы; 69—кран аварийного выпуска закрывков; 70—переключатель приводных радиостанций АРК-5 с надписью «Ближняя—Дальняя»; 71—манометр давления в аварийном баллоне; 72—манометр воздушной сети; 73—реостаты ламп ультрафиолетового облучения; 74—щиток управления АРК-5; 75—щиток управления СРО; 76—лампа подсвета кабины КЛСРК-45; 77—кран воздушного питания кабины; 79—педаль ножного управления; 80—катапультируемое сиденье; 81—ручка управления самолетом; 82—щиток кнопок перезарядки пушек и сбрасывания баков; 83—переключатель выпуска и уборки фары; 85—автомат защиты сети СРО; 86—щиток управления РП-1; 87—выключатель сигнала бедствия СРО; 88—автомат АД-5 системы наполнения ППК-1; 89—сигнальная лампа «Тормозные щитки выпущены»; 90—сигнальная лампа «Генератор выключен»; 91—реостат подсвета КИ-12.

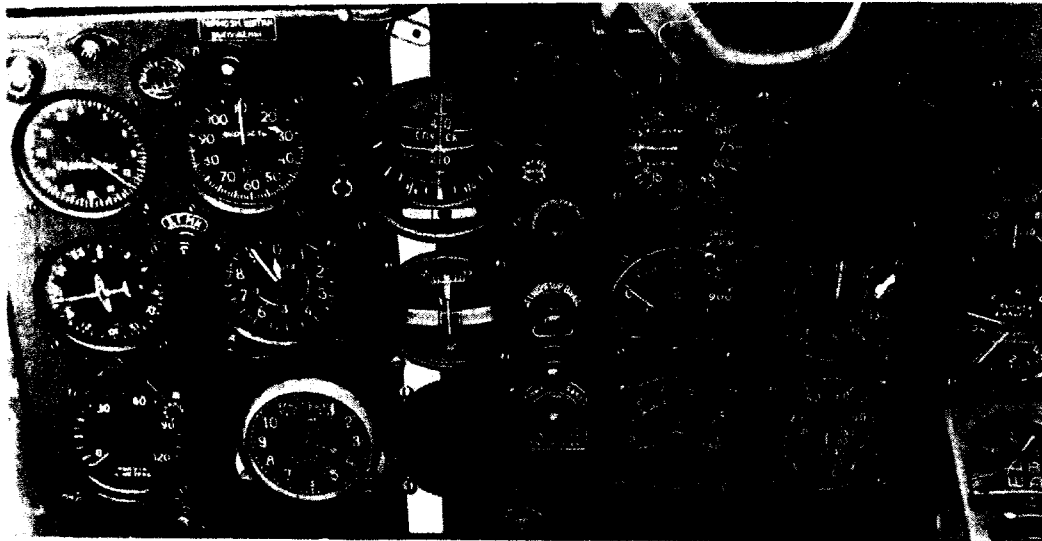
панели 2 мм с отбортованными нижними и верхними кромками. Обе панели крепят к профилю шпангоута № 5 болтами, к стрингерам и шпангоуту № 5 — сварными стальными узлами. На панели установлены стальные сварные узлы для крепления каркаса амортизированных панелей. Левая и правая амортизированные панели представляют собой листы из материала ПБ толщиной 2 мм с отбортованными стенками по всему контуру. Левая панель выдвигается и крепится к каркасу нитеяющимися гайками. Правая панель крепится к каркасу болтами. Каркас представляет собой сварную раму из стальных труб с узлами для крепления к шпангоуту № 5 и к стрингерам амортизированных панелей. Каркас прикреплен к амортизаторам, установленным на верхних и нижних кронштейнах в кабине.

баков»); выключатель В-45 (с надписями «Включено» и «Выключено») для сигнальной лампы баков.

ПРАВЫЙ ЭЛЕКТРОЩИТОК

Правый электрощиток установлен на правом борту кабины между шпангоутами № 5 и 6 и представляет собой дуралюминовую коробку, состоящую из дна, обечайки и крышки.

На правом электрощитке установлены: плавкая вставка ПВ-10 с надписью «Сигнал шасси, закрылков, тормозных щитков и гидроусилителя элерона»; плавкая вставка ПВ-6 с надписью «Переносная лампа, УФО»; плавкая вставка ПВ-10 с надписью «Взрыв» и «Подвесные баки»; плавкая вставка ПВ-6 с надписью «Сигнал ракет, КЛСРК-45, КИ-12 и ВС-53»; выключатель В-45 с надписью



Фиг. 99. Амортизированные панели приборной доски самолета МиГ-17ПФ.

доской приборов установлены прицел АСП-600, № 4 и 8 станции РП-1; компас КИ-12; РЛ-70 с надписью «Подсвет КИ-12» (компас и реостат РЛ-70 впоследствии сняты). Наличие компаса обеспечивает регулировку вертикального угла и быстроточность.

СРЕДНИЙ ЭЛЕКТРОЩИТОК

На приборной доске на колонке управления самолетом установлен средний электрощиток, который представляет собой дуралюминовую коробку, смонтированную на сварной ферме из стальных труб. На среднем электрощитке установлены: счетчик патронов УСБ-1М с имеющимися на нем лампами готовности оружия и лампами «Передняя левая», «Задняя левая» и «Взрыв»; выключатель 2В-45 с надписями «Тактико-сбрасывание», «Включено на взрыв», «Подвесные баки»; две сигнальные лампы СЛЦ-51 (зеленого цвета, с надписью «Лампы подвески бомб»); одна лампа СЛЦ-51 (красного цвета, с надписью «Взрыв»); сигнальная лампа СЛЦ-51 (зеленого цвета, с надписью «Сигнализация подвесных

«Аккумулятор, аэродромное питание»; выключатель В-45 с надписью «Генератор»; автомат защиты сети АЗС-25 с надписью «Фара»; автомат защиты сети АЗС-5 с надписью «Триммеры руля высоты и элерона, ЭУП-46»; автомат защиты сети АЗС-5 с надписью «Авиагоризонт, компас»; автомат защиты сети АЗС-20 с надписью «Радио»; автомат защиты сети АЗС-10 с надписью «Бомбы»; автомат защиты сети АЗС-10 с надписями «Сбрасывание баков» и «Аварийное сбрасывание бомб»; автомат защиты сети АЗС-20 с надписью «АРК, маркер»; автомат защиты сети АЗС-5 с надписью «РВ-2, маркер». Автомат защиты сети АЗС-5 с надписью «Прицел»; автомат защиты сети АЗС-10 с надписью «Левая задняя пушка»; автомат защиты сети АЗС-10 с надписью «Левая передняя пушка»; автомат защиты сети АЗС-10 с надписью «Правая пушка»; автомат защиты сети АЗС-5 с надписью «ФКП»; автомат защиты сети АЗС-5 с надписью «Оружие ФКП».

ПРАВЫЙ ПУЛЬТ

Правый пульт установлен между шпангоутами № 5 и 6 в кабине и представляет собой сварную

ферму из стальных труб, закрытую сверху и сбоку дуралюминовыми листами.

На правом пульте установлены:

манометр на 80 кг/см^2 с надписью «Давление в аварийном баллоне 50 кг/см^2 »; манометр на 250 кг/см^2 с надписью «Максимальное давление в гидросистеме 145 кг/см^2 »; манометр на 250 кг/см^2 с надписью «Давление в аварийном баллоне закрывков $110-130 \text{ кг/см}^2$ »; манометр на 250 кг/см^2 с надписью «Давление в основном баллоне 120 кг/см^2 »; аварийные краны выпуска шасси и закрывков.

ОБОРУДОВАНИЕ НА ПРАВОМ БОРТУ КАБИНЫ

(фиг. 100 и 101)

Кроме электрошитка и пульта, на правом борту кабины установлены:

щиток управления АРК-5; лампа КЛСРК-45 (у шпангоута № 6 под подфонарной панелью); код-овый щиток СРО и под ним АЗС «Бария»; кнопка взрыва СРО (между шпангоутами № 5 и 6 под подфонарной панелью между правым электрошитком и щитком управления АРК-5); коробка запасных ламп прицела АСП-ЗНМ (между шпангоутами № 5 и 6 на подфонарной панели); правая лампа АРУФОШ (между шпангоутами № 5 и 6); выключатель сигнала бедствия СРО; зарядные вентили воздушных систем; кран питания кабины; сумка кислородной маски.

ЛЕВЫЙ ЭЛЕКТРОШИТОК

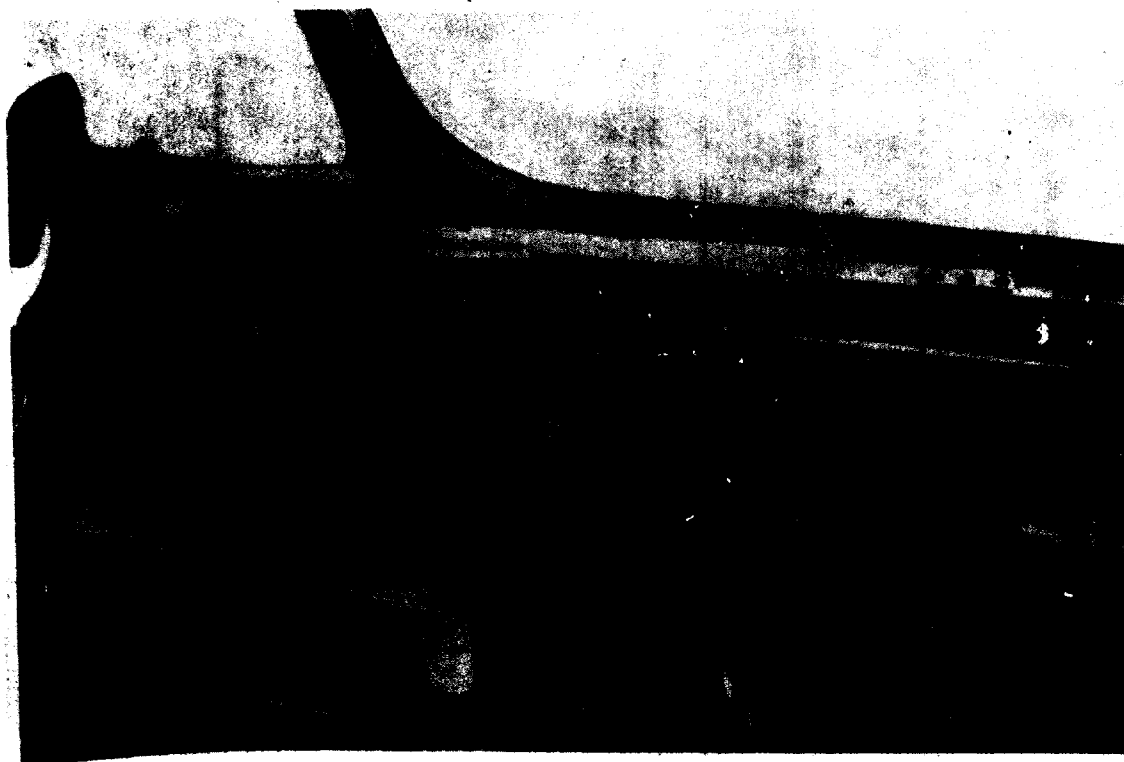
Левый электрошиток самолета представляет собой дуралюминовую коробку, состоящую из крышки, обечайки и дна. На щитке установлены:

плавкая вставка ПВ-10 с надписями «Противопожарное устройство», «Противообледенитель»; автомат защиты сети АЗС-25 с надписью «Бустерная помпа» (подкачивающий насос); автомат защиты сети АЗС-10 с надписями «Помпа 2-го бака, сигнал помпы», «Пусковая панель»; сигнальная лампа СЛЦ-51 (зеленая, с надписью «Форсаж отключен»); автомат защиты сети АЗС-5 с надписями «Приборы контроля двигателя» и «Сигнал генератора и подвесных баков»; автомат защиты сети АЗС-15 с надписью «Зажигание, пусковой насос, соленоиды форсунок»; автомат защиты сети АЗС-5 с надписью «Аварийное отключение форсажа»; выключатель В-45 с надписями «Сопло открыто» и «Внимание, сопло открывать перед остановкой двигателя»; выключатель В-45 с надписями «Зажигание в воздухе», «Выключено»; автомат защиты сети АЗС-10 с надписью «Форсаж двигателя».

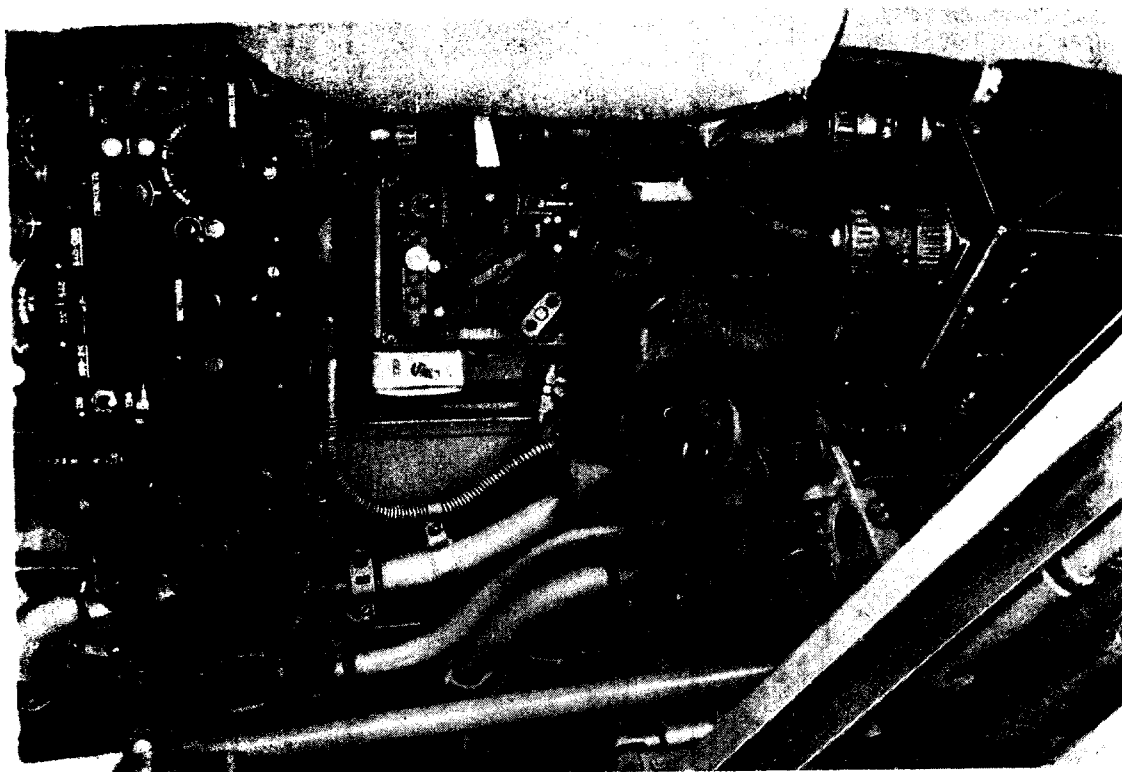
ЛЕВЫЙ ПУЛЬТ

Левый пульт установлен на левом борту кабины между шпангоутами № 5 и 6 и представляет собой сварную ферму из стальных труб, закрытую сверху и сбоку дуралюминовыми листами.

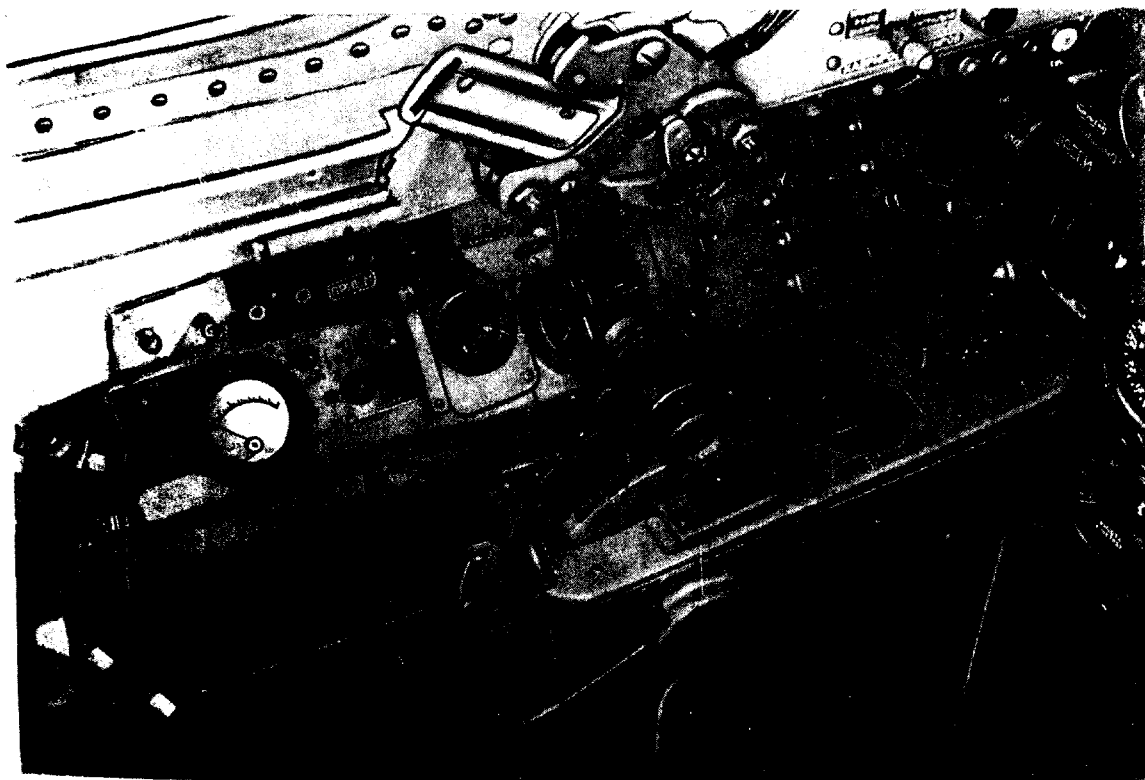
На горизонтальной части пульта установлены: рычаг управления двигателем с надписями «Малый газ — полный газ» и «Форсаж»; переключатель ПН-45 с надписями «Бустер элерона» и «Выключен»; манометр МГ-150Ц с надписью «Давление в системе гидроусилителя»; переключатель ПН-45 с надписями «Триммер элерона», «Вправо—Влево»; кнопка 5К с надписью «Противообледенитель»; кнопка 205К с надписью на защитном колпачке «Огнетушитель»; сигнальная лампа СЛЦ-51 (крас-



Фиг. 100. Вид на правый борт кабины.



Фиг. 101. Размещение оборудования в правой задней части кабины.



Фиг. 102. Вид на левый борт кабины.

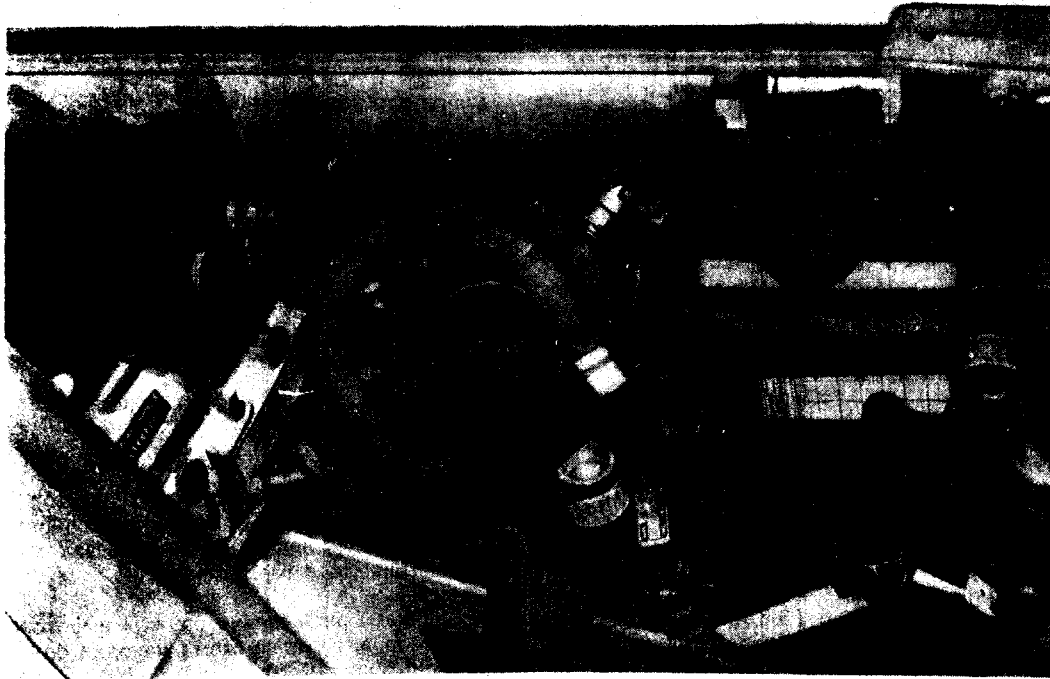
ная, с надписью «Пожар»); кнопка с надписью «Проверка пожарной лампы»; рукоятка управления икрылками с надписями «Закрывки», «Подъем», «Нейтрально», «Выпуск 20°» и «Выпуск 60°»; рычаг управления стоп-краном (на вертикальной стенке) с надписями «Стоп-кран», «Открыт», «Закрит» и «Запуск».

На наклонной части левого пульта установлены: двухстрелочный манометр на 12 кг/см^2 ; выключатель В-45 с надписями «Тормозные щитки», «Открыты—Закриты»; пульт управления станцией РП-1; трехпозиционный переключатель диапазонов АРК-5.

ОБОРУДОВАНИЕ НА ЛЕВОМ БОРТУ КАБИНЫ (фиг. 102 и 103)

Кроме электропитка и пульта, на левом борту кабины установлены:

щиток сигнальных ракет (между шпангоутами № 5 и 6 под подфонарной панелью); лампа АРУФОШ (между шпангоутами № 5 и 6 под подфонарной панелью); щиток кнопок перезарядки (между шпангоутами № 5 и 6 на обшивке фюзеляжа, под козырьком; переключатель ПН-45 и сигнальная лампа СЛЦ-51 (белая, с надписями «Триммер руля высоты», «Триммер нейтрально», «Кабрирование» и «Пикирование» (на подфонарной панели между шпангоутами № 5 и 6 слева); автомат защиты сети АЗС-5 с надписями «Выключено», «АНО» и «Включено» (на подфонарной панели впереди переключателя триммера руля высоты); редуктор КР-14А, приборный вентиль, КП-18 кислородной системы, автомат давления АД-5 с трубопроводами.



Фиг. 103. Размещение оборудования в левой задней части кабины.

ГЛАВА XI

ВООРУЖЕНИЕ

Самолет МиГ-17ПФ имеет артиллерийское и бомбардировочное вооружение (фиг. 104). Артиллерийское вооружение состоит из трех пушек НР-23 калибром 23 мм с боекомплектом по 100 патронов на каждую пушку и прицела АСП-ЗНМ, сопряженного с радиолокационной станцией РП-1.

Пушки и все агрегаты пушечной установки, обеспечивающие работу пушек, смонтированы на опускающемся лафете, что обеспечивает удобный подход к установке в процессе эксплуатации.

Бомбардировочное вооружение самолета МиГ-17ПФ не отличается от бомбардировочного вооружения самолета МиГ-17 — предусмотрена подвеска под каждым крылом на замках-бомбодержателях ДД-50 бомб весом до 250 кг.

Управление стрельбой — электрическое, от одной кнопки, расположенной в верхней части ручки управления самолетом.

Пушки перезаряжаются воздухом под давлением 50 кг/см². Управление подачей воздуха производится электропневмоклапанами ЭК-48 МАИ (смонтированными в отсеке вооружения на лафете) с помощью трех кнопок, расположенных слева над приборной доской.

Для контроля наличия боекомплекта на среднем электрощитке под приборной доской установлены три счетчика остатка патронов УСБ-1М. Счетчики имеют сигнальные лампы готовности оружия к бою.

1. РАЗМЕЩЕНИЕ ПУШЕК НА САМОЛЕТЕ

Пушки размещены в головной части фюзеляжа в отсеке вооружения, под полом кабины летчика. Одна пушка НР-23 расположена с правой стороны от оси самолета и две пушки НР-23 с левой стороны от оси (фиг. 105 и 106).

Укреплены пушки жестко (без отката) к лафету, каждая в двух точках. Пушки имеют также третьи поддерживающие точки крепления — за ствол на

шпангоутах фюзеляжа с помощью хомутов, что способствует уменьшению рассеивания снарядов при стрельбе. Стволы пушек на выходе закрыты съемными крышками с герметизацией.

Координаты размещения оружия и фотоконтрольных приборов, а также схема наводки оружия приведены на фиг. 107.

2. ЛАФЕТ

Лафет (фиг. 108) выполнен в форме продолговатой коробки, ограниченной по бокам продольными жесткостями, связанными между собой шестью поперечными диафрагмами.

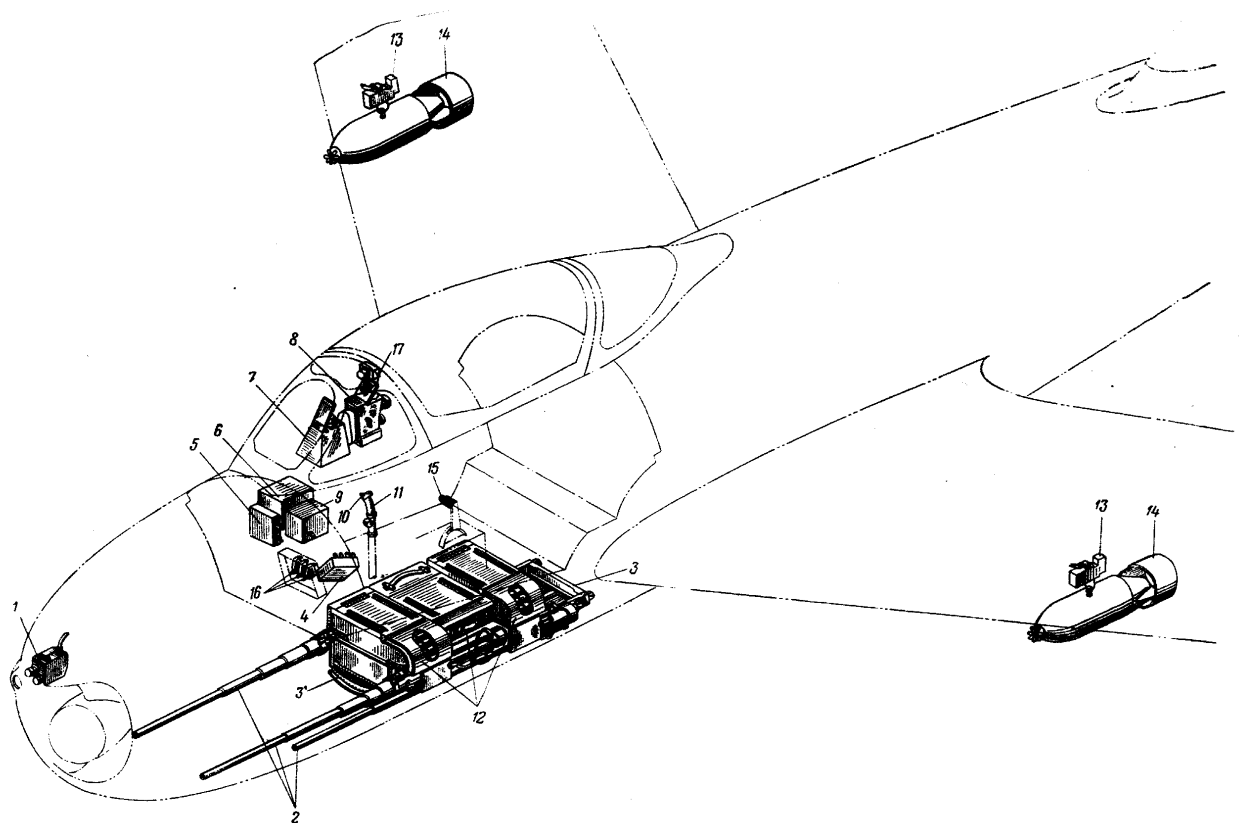
Продольные жесткости изготовлены из листового дюралюмина толщиной 1,5 мм со стальными уголковыми поясами и с четырьмя стальными узлами навески лафета к фюзеляжу.

Поперечные диафрагмы выполнены из дюралюминовых листов с жесткостями и профилями.

Снизу к лафету крепится легкая, клепаная конструкция крышка, которая, являясь по конструкции продолжением лафета, образует наружную поверхность низа носовой части фюзеляжа.

На лафете имеется по пять кронштейнов с каждой стороны для навески люков фюзеляжа, обеспечивающих доступ к установке оружия. Панели лафета несут стальные узлы крепления пушек; на левой стороне четыре узла под две пушки и на правой — два узла под одну пушку.

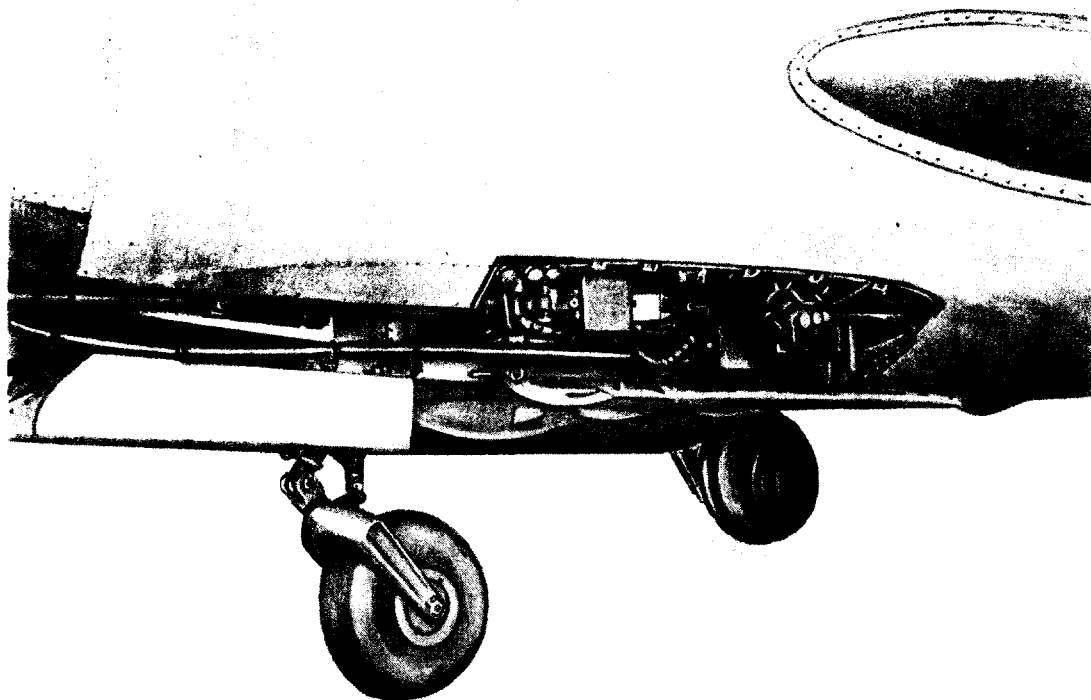
Конструкция узлов крепления пушек изменена по размерам и очертаниям, но характер крепежной части в узлах сохранен таким же, как на самолетах МиГ-17, т. е. крепление осуществлено с помощью стальных разъемных хомутов и установочных колец. Передние узлы крепления являются основными, уторными, а задние узлы — установочными, служащими для наводки.



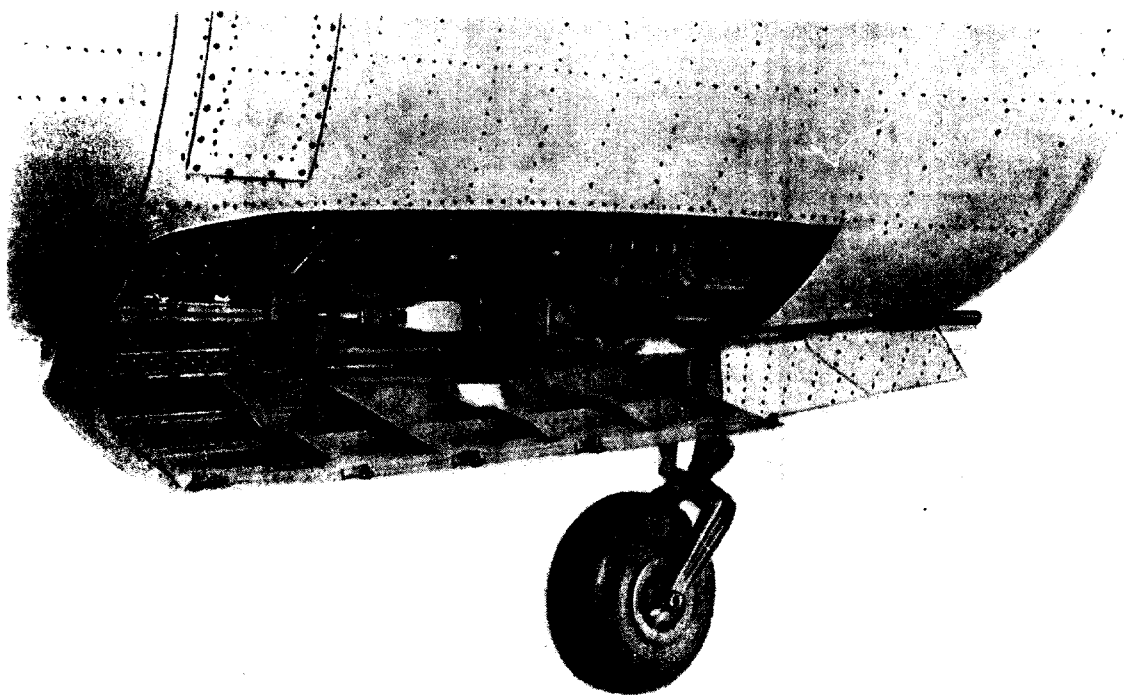
Фиг. 104. Размещение оружия и прицельной станции на самолете МиГ-17ПФ.

1—фотопулемет С-13; 2—пушка НР-23; 3—лафет; 4—рас-
пределительная коробка АСП-3НМ; 5—фильтр Ф-14А для
АСП-3НМ; 6—автомат ввода высоты АСП-3НМ; 7—блок
№ 8 станции РП-1; 8—прицельная головка АСП-3НМ; 9—
баррельный стабилизатор АСП-3НМ; 10—кнопка управле-

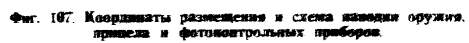
ния огнем; 11—ручка управления самолетом; 12—патронные
ящики; 13—замок Д4-50; 14—бомбы; 15—ручка управления
реостатом прицельной головки АСП-3НМ; 16—счетчики пат-
ронов УСБ-1М на среднем щитке доски приборов; 17—фото-
пулемет ФКП-2.

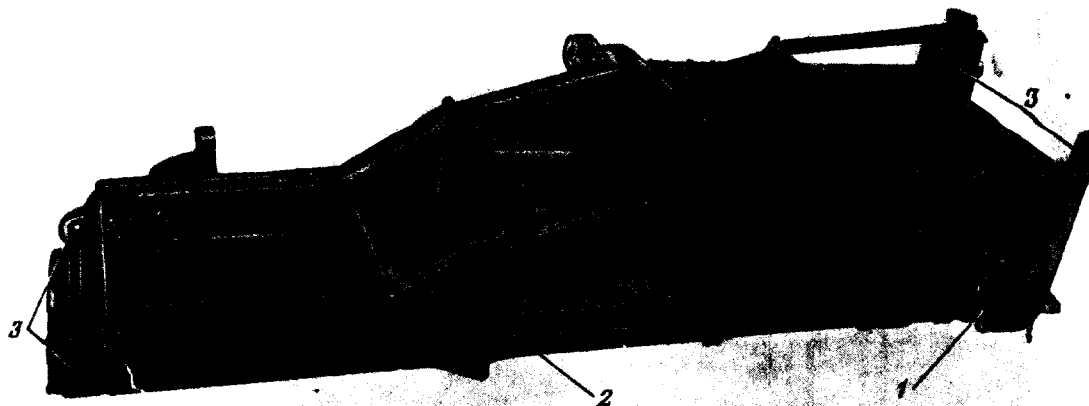


Фиг. 105. Вид на установку оружия слева.



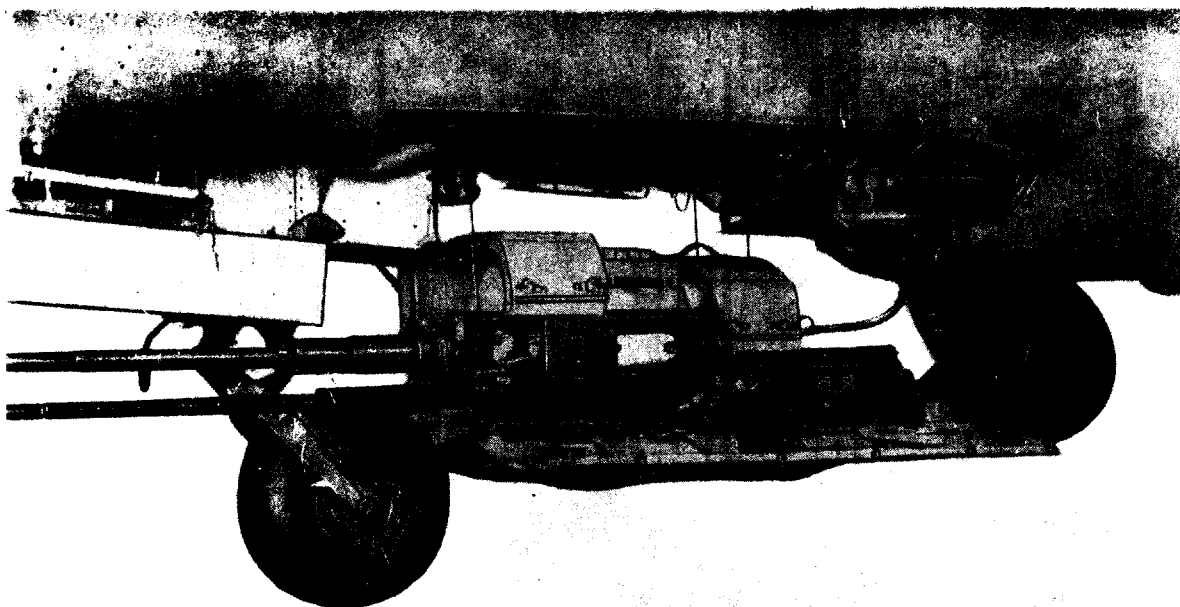
Фиг. 106. Вид на установку оружия справа.





Фиг. 108. Лафет.

1 — передний узел крепления пушки; 2 — задний узел крепления пушки; 3 — узлы навески лафета.



Фиг. 109. Пушечная установка при опущенном лафете.

Лафет укреплен к фюзеляжу в четырех точках на шпангоутах № 5А и 9 с помощью штыревых затворов.

Конструкция затворов лафета такая же, как на самолете МиГ-17, и состоит из двух штырей с конусной заходной частью, соединенных тягами с сектором червячной передачи, управляемой от ручного

ключа. В отличие от установки переднего затвора на МиГ-17 на самолете МиГ-17ПФ вывод под ключ управления передним затвором выполнен на правой стороне, что обеспечивает удобный и безопасный подход. Задний затвор изменений не имеет.

Заряжание и подготовка пушек к стрельбе производятся при опущенном лафете (фиг. 109).

3. ПОДЪЕМНЫЙ МЕХАНИЗМ

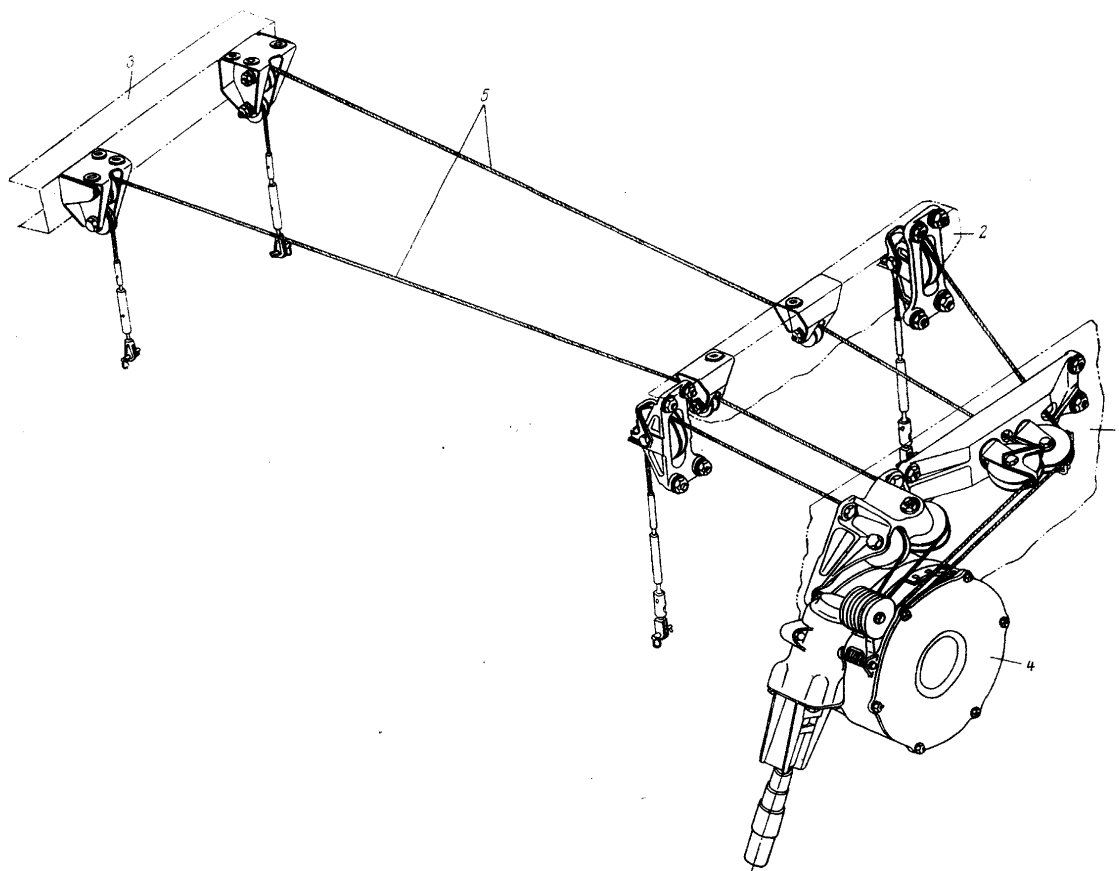
Лафет оборудован подъемным механизмом (фиг. 110), состоящим из лебедки (фиг. 111), четырех тросов и системы роликов. Ролики по своему назначению разделяются на прижимные-направляющие и грузовые.

Лебедка подъемного устройства на самолете МиГ-17ПФ (в отличие от лебедки самолета

МиГ-17) — одноблочная с одним барабаном, имеющим четыре канавки для всех четырех тросов. Тросы прикреплены концами к барабану лебедки, установленной на шпангоуте № 4, и к ферме лафета.

Управление барабаном лебедки осуществлено с помощью червячной передачи, приводимой в движение от валика с карданом. Хвостовик валика выве-

14-31/10-41



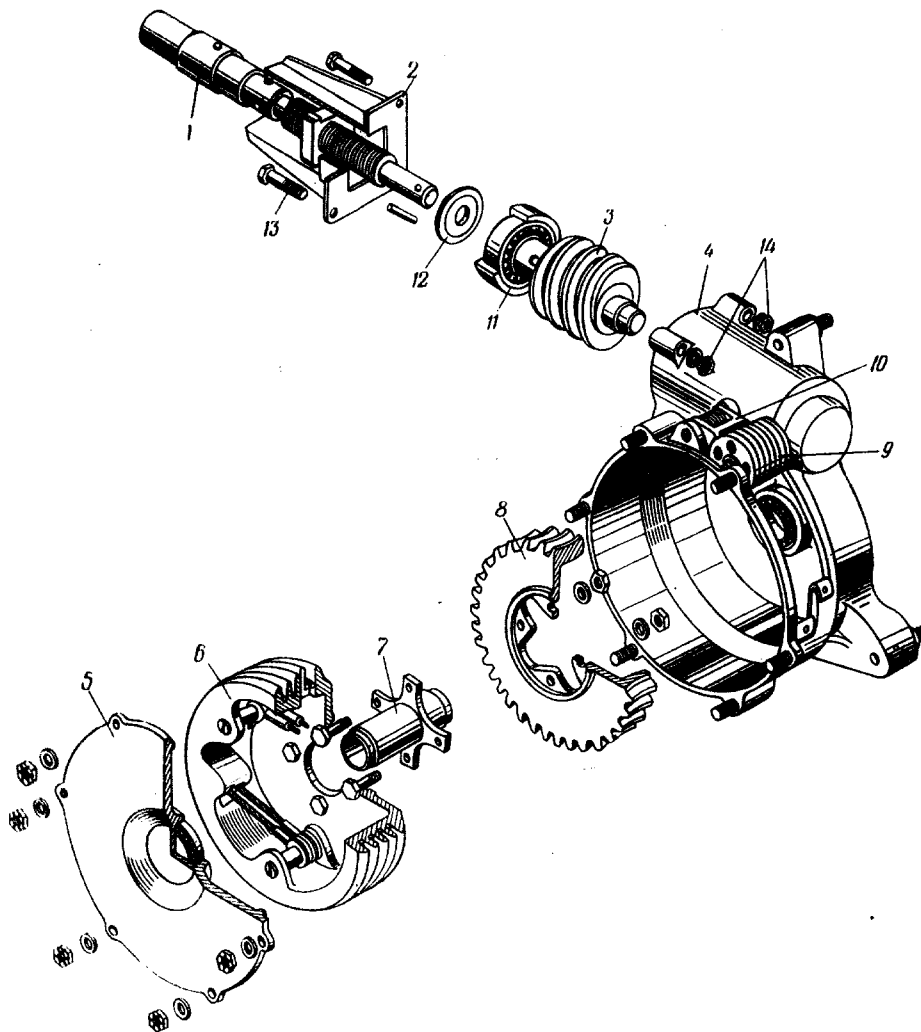
Фиг. 110. Подъемный механизм лафета.
1—шпангоут № 4; 2—шпангоут № 5А; 3—шпангоут № 7; 4—лебедка; 5—гросы.

на наружную поверхность фюзеляжа перед пистолетом № 4 с правой стороны. Для опускания лафета на торец хвостовика надевается ручной тарированный ключ.

В конструкции валика управления самотормоза червяком лебедки имеется квадратная гайка,

легко перемещающаяся по направляющим кронштейна крепления червяка. Гайка, перемещаясь, ограничивает спуск лафета. Установочное положение гайки — регулируемое.

При подъеме лафета лебедкой необходимо лафет не дотягивать, а окончательно подтяжку лафета на место производить штырями затворов.



Фиг. 111. Лебедка подъемного механизма лафета.

1—ручка, 2—кронштейн; 3—червяк; 4—корпус лебедки; 5—крышка; 6—барабан; 7—ось; 8—червячная шестерня; 9—направляющие ролики; 10—рычаг; 11—обойма с подшипником; 12—шайба; 13—винт; 14—гайка.

4. СИСТЕМА ПИТАНИЯ ПУШЕК БОЕКОМПЛЕКТОМ

Система питания пушек состоит из трех патронников, звеньевотводов и гильзоотводов. Патронники крепятся к лафету при помощи легких шпилек. Ящики предназначены для патронных лент и для подвода их к приемным пушек.

Ящики состоят из коробок с горловины-крышками. Левые ящики имеют подводящую ленту и ролики. Внутри коробок установлены направляющие профили для выравнивания ленты. Сред-

ний ящик имеет горловину с направляющей стенкой; для переноски ящики имеют ручки.

Гильзоотводы служат для отвода стреляных гильз за борт и представляют собой сварные стальные рукава.

Звеньевотводы установлены на звеньеотводниках пушек и служат для расцепления звеньев и отвода их за борт самолета. Звеньевотводы представляют собой хромопильные короткие рукава с направляющими перьями.

5. ФОТОПУЛЕМЕТЫ С-13 И ФКП-2

Фотопулемет С-13 предназначен для контрольного фотографирования прицеливания и результатов стрельбы.

С-13 установлен в переднем обтекателе головной части фюзеляжа на правом борту в специальной нише со съемной крышкой (для доступа к С-13) и застекленным отверстием для объектива. Крепится С-13 на разъемном кронштейне с шаровой опорой в основании. После установки и наводки С-13 по прицельной мишени шаровая опора контрится винтом и пломбируется.

Для снятия С-13 отвертывается болт, соединяющий кронштейн с осью шаровой опоры, и кронштейн С-13 сдвигается вверх. При этом первоначальная регулировка не нарушится.

В отличие от установки С-13 на самолете МиГ-17 зарядка фотопулемета, смена диафрагм, завод часов и установка светофильтров могут осуществляться без снятия фотопулемета с самолета.

В электроцепь управления С-13 включен временной механизм ВМ-2, предназначенный для продления времени работы фотопулемета после прекращения огня из оружия. Время продления устанавливается на шкале ВМ-2. Установлен ВМ-2 в верхней правой части переднего обтекателя фюзеляжа.

Установка ФКП-2 предназначена для контрольного фотографирования сетки прицела в момент стрельбы. Укреплён ФКП-2 на головке прицела на специальном кронштейне.

6. ПРИЦЕЛ АСП-ЗНМ

Для ведения прицельной стрельбы из пушек установлен гироскопический автоматический прицел АСП-ЗНМ. Перед прицельной головкой АСП-ЗНМ установлен блок № 8 РП-1, благодаря чему летчик может вести огонь, не видя непосредственно цель, а пользуясь отметкой блока № 8.

Прицел состоит из следующих агрегатов: прицельной головки, коробки ограничителя, стабилизатора напряжения, фильтра Ф-14А, автомата ввода высоты, распределительной коробки и комплекта соединительных жгутов.

Агрегаты прицела расположены в следующих местах: барреторный стабилизатор напряжения, автомат ввода высоты и фильтр Ф-14А между шпангоутами № 4 и 5 по оси самолета, за блоком № 8 радиолокационной станции РП-1; коробка ограничителя — за доской приборов слева, на подфонарной обшивке; распределительная коробка — между шпангоутами № 4 и 5 у левого борта; прицельная головка — над приборной доской на стальной сварной балке, переброшенной с борта на борт кабины.

Жесткость конструкции установки обеспечивается подкрепляющим подкосом, установленным несколько правее оси самолета и связывающим балку прицела с балкой пола у шпангоута № 4 фюзеляжа и с бронеплитой.

Между шпангоутами № 5 и 6 на подфонарной

панели установлена коробка запасных ламп прицела АСП-ЗНМ.

УСТАНОВКА ПРИЦЕЛА АСП-ЗНМ ПРИ УЛУЧШЕННОМ РАЗМЕЩЕНИИ СТАНЦИИ РП-1

В связи с улучшенным размещением блоков РП-1 изменено размещение агрегатов, входящих в комплект автоматического прицела АСП-ЗНМ.

Схема размещения агрегатов прицела (при улучшенном размещении блоков РП-1) и управления оружием приведена на фиг. 112.

Прицельная головка помещена на прежнем месте над приборной доской на стальной сварной поперечной балке с подкрепляющим подкосом. Фильтр Ф-14А, коробка ограничителя, барреторный стабилизатор и распределительная коробка размещены в кабине, за приборной доской, слева ниже блоков № 12 и 17-6 станции РП-1.

Они установлены каждый на своей панели и прикреплены болтами через амортизаторы к кронштейну, укрепленному к левому воздухозаборнику у шпангоута № 4 и к подкрепляющему подкосу балки прицела.

Автомат ввода высоты установлен под ними на отдельном кронштейне, опирающемся на стенку шпангоута № 4 и балку на полу кабины.

7. УПРАВЛЕНИЕ ОГНЕМ ПУШЕК

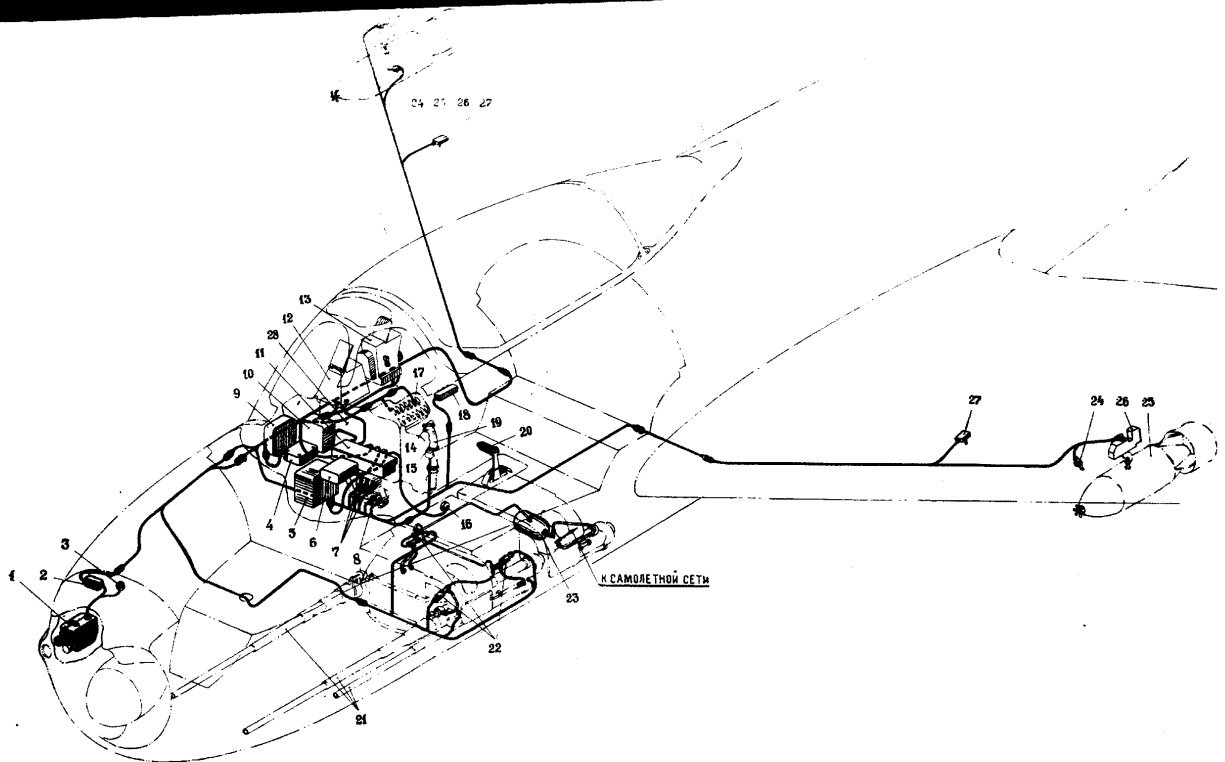
Управление огнем пушек осуществляется электрической системой от верхней передней кнопки на ручке управления самолетом (см. принципиальную электросхему самолета).

Для стрельбы необходимо включить на правом электрощитке автомат защиты сети «ФКП—Оружие», являющийся командным, управляющим всеми агрегатами стрелкового вооружения.

Затем в зависимости от необходимости стрельбы из всех пушек залпом или отдельно включаются автоматы защиты сети «Пушки».

Нажатием на кнопки перезарядки, расположенные на щитке с левой стороны над приборной доской, производится перезарядка пушек. Готовность оружия после перезарядки определяется по сигнальным лампам красного цвета, установленным на среднем электрощитке (лампы должны гореть).

После этого достаточно нажать на переднюю верхнюю кнопку на ручке управления самолетом и в работу включаются электроспуски пушек и производится выстрел. После первого выстрела пушки продолжают стрельбу до тех пор, пока нажата кнопка управления огнем.



Фиг. 112. Схема размещения агрегатов прицела АСП-3НМ и управления оружием.

1—фотопулемет С-13; 2—временной механизм ВМ-2; 3—розетка проверки работы С-13; 4—фильтр Ф-14А для АСП-3НМ; 5—автомат ввода высоты АСП-3НМ; 6—ограничитель АСП-3НМ; 7—счетчики патронов УСБ-1М; 8—контрольные лампы и включение тактического сбрасывания; 9—реле оружия; 10—барретоный стабилизатор АСП-3НМ; 11—распределительная коробка АСП-3НМ; 12—блок № 8 РП-1; 13—прицельная головка АСП-3НМ; 14—кнопка управления огнем; 15—кнопка сбрасывания бомб; 16—розетка проверки

тока АСП-3НМ; 17—правый электрошток; 18—щиток перезарядки и кнопка аварийного сбрасывания бомб; 19—ручка управления самолетом; 20—ручка управления реостатом прицельной головки АСП-3НМ; 21—пушки НР-23; 22—клапан электропневмоперезарядки; 23—воздушный баллон перезарядки; 24—автомат одновременного сбрасывания баков; 25—бомбы; 26—замок ДА-50; 27—выключатель блокированного сбрасывания баков; 28—приборная доска.

ГЛАВА XII

КАТАПУЛЬТИРУЕМОЕ ШТОРОЧНОЕ СИДЕНЬЕ ЛЕТЧИКА

На самолетах МиГ-17ПФ, начиная с последних серий выпуска 1954 г., введено модифицированное катапультируемое шторочное сиденье летчика (фиг. 113), обеспечивающее покидание летчиком самолета на больших скоростях полета по сравнению с сиденьями, которые были ранее установлены на самолетах МиГ-15, МиГ-17 и МиГ-17ПФ более раннего выпуска.

Для защиты лица летчика от воздушного потока при катапультировании на больших скоростях в конструкцию сиденья введена мягкая шторка. Осуществлено предохранение ног от разброса благодаря опускающейся подножке. Кроме того, сверху ступни ног закрываются на подножках захватами.

Для придания сиденью устойчивого положения в воздухе после вылета из кабины на заголовнике установлены стабилизирующие щитки, открывающиеся под действием встречного потока воздуха.

Кроме средств, обеспечивающих покидание летчиком самолета на больших скоростях полета, на модифицированном сиденье введены следующие конструктивные улучшения:

1) изменена головка стреляющего механизма, что повысило безопасность при эксплуатации, увеличилось надежность накола капсуля и облегчило спуск. Из стреляющего механизма удалена постоянно полностью взведенная пружина, применен двухкапсюльный пиропатрон (типа ПК-5-2) и изменена контровка головки, которая теперь осуществляется контргайкой взамен стопорящих пружинных колец (этим достигается плотный доворот головки к шляпке патрона);

2) введено дублированное управление стреляющим механизмом;

3) в целях уменьшения усилий, потребных для вытягивания плечевых ремней, улучшена конструкция подвески валиков, пропускающих ремни к плечам.

Катапультируемое сиденье состоит из следующих основных частей:

- 1) каркаса сиденья;
- 2) заголовника;
- 3) системы управления сбрасыванием фонаря и стреляющим механизмом;
- 4) дублирующего управления стреляющим механизмом;
- 5) подножки;

- 6) привязных ремней;
- 7) системы для открывания захватов и замка привязных ремней;
- 8) стреляющего механизма;
- 9) системы блокировки с фонарем;
- 10) системы автономного сбрасывания фонаря.



Фиг. 113. Катапультируемое сиденье.

1—каркас сиденья с чашкой; 2—заголовник; 3—стабилизирующие щитки; 4—подвесная подножка; 5—привязные ремни; 6—захваты; 7—бронеспинка; 8—рукоятки дублированного управления стреляющим механизмом.

1. КАРКАС СИДЕНЬЯ

Основу сиденья составляет стальной сварной каркас. К каркасу прикреплены чашка парашюта и боковые листы, закрывающие подкосы и упоры.

К вертикальным профилям каркаса в местах соединения поперечных балок прикреплены 2 направляющие бобышки и 4 ролика, которыми сиденье вставляется в направляющие рельсы в кабине. К каркасу при помощи стопорных шпилек присоединяется верхняя скоба, несущая на себе заголовник.

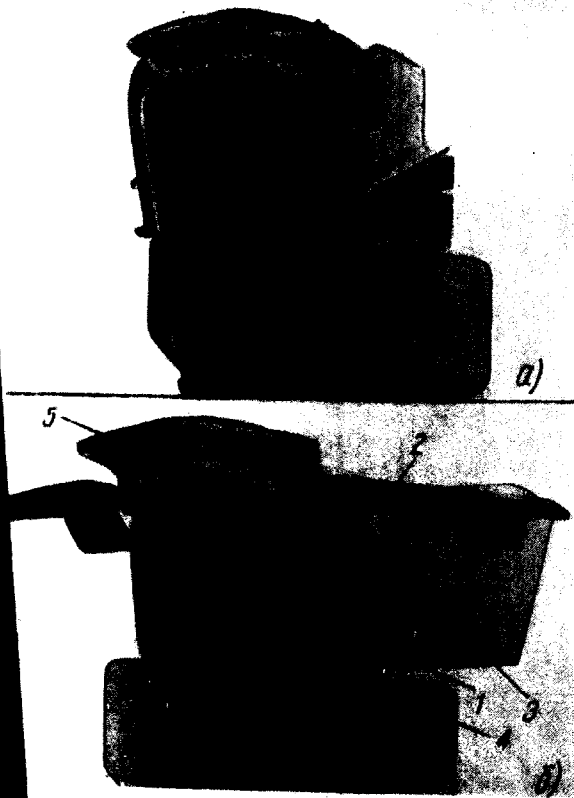
Перестановкой скобы на каркасе достигается ре-

гулировка сиденья под рост летчика. К сиденью крепится качающаяся подножка, имеющая своей осью вращения два ушковых болта, прикрепленных к поперечной балке каркаса сиденья. Двумя другими точками крепления подножки являются гасители колебаний, которые подвешены к боковым упорам сиденья.

Мягкая спинка на дуралюминовом основании крепится к каркасу: внизу четырьмя винтами в анкерные точки, сбоку к кронштейнам, служащим направляющими бронеспинки.

2. ЗАГОЛОВНИК

Основу заголовника (фиг. 114) составляет хромированный сварной каркас, который крепится к верхней скобе в четырех точках крючками и штырями.



Фиг. 114. Заголовник.

1—щитки закрыты (исходное положение); 2—щитки открыты. 3—каркас заголовника; 4—горизонтальный стабилизирующий щиток; 5—вертикальный стабилизирующий щиток; 6—бронезаголовник с мягкой подушкой; 7—рукоятка шторки.

В заголовнике размещены: шторка и барабан с пружиной; передача на механизм сбрасывания фонаря; передача на выдергивание чеки из-под бойка стреляющего механизма (производство выстрела).

На заголовнике установлены стабилизирующие щитки: горизонтальные и вертикальные. К заголовнику крепится бронезащита — бронезаголовник с мягкой подушкой и бронеспинка.

Заголовник представляет собой сваренную из листового материала С30ХГСА жесткую коробку с кронштейнами под навеску бронезаголовника и бронеспинку. Сверху коробка закрывается штампованной из дуралюмина крышкой, которая крепится к каркасу на трех легкоъемных штифтах и двух винтах. Крышка служит для закрывания шторки и барабана.

С обоих боков заголовника навешены на шарнирах стабилизирующие щитки. Горизонтальные щитки изготовлены из дуралюминового листа толщиной 6 мм. При катапультировании щитки открываются под действием встречного потока воздуха и создают дополнительную подъемную силу. В горизонтальном положении щитки удерживаются тягами, прикрепленными одним концом к каркасу заголовника, а другим — к ползунку в пазе на щитках. При открывании щитков ползунки скользят по пазам, давая возможность щиткам вращаться вокруг своих осей.

Вертикальные щитки — клепаной конструкции, изготовлены из материала Д16АМ. При катапультировании щитки не дают сиденью вращаться вокруг вертикальной оси и поворачивают его чашкой вперед. Когда сиденье находится в кабине, вертикальные щитки в закрытом положении удерживаются ребрами рельсов.

При выходе сиденья из кабины щитки открываются под действием пружин, закрепленных на осях щитков, и пальцами открывают горизонтальные щитки.

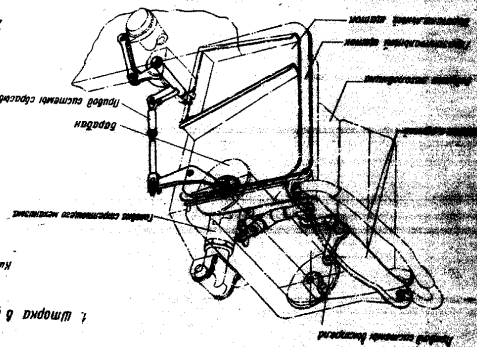
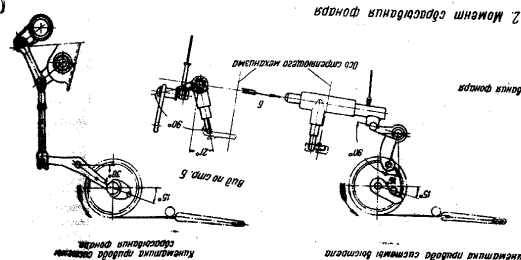
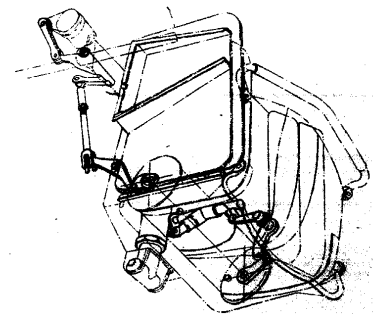
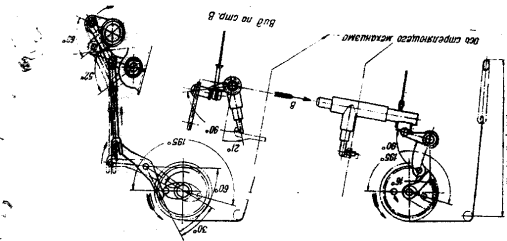
К каркасу заголовника крепится бронезащита, соответствующая усиленному варианту поручневого сиденья, — бронезаголовник толщиной 25 мм и бронеспинка толщиной 16 мм.

3. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ СБРАСЫВАНИЕМ ФОНАРЯ И СТРЕЛЯЮЩИМ МЕХАНИЗМОМ

Внутри заголовника, в верхней части его, смонтирован барабан, на который наматывается шторка, связанная с ним тремя лентами из капроновой нити.

Назначением шторки является защита лица летчика от действия воздушного потока при катапультировании. Зазоры между лентами позволяют протекать воздуху при катапультировании и этим ис-

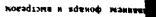
Sanitized Copy Approved for Release 2010/05/25 : CIA-RDP80T00246A051500280001-9



Шторка в угловом положении (закрыта)



Sanitized Copy Approved for Release 2010/05/25 : CIA-RDP80T00246A051500280001-9



ключают возможность парусирования шторки. Шторка заканчивается рукояткой из магниевого сплава, обмотанной красной фланелью.

Перед катапультированием летчик беретса руками за рукоятку шторки и натягивает шторку на лицо. Шторка, сматываясь с барабана, приводит его во вращение. От вращения барабана приходят в действие механизмы сбрасывания фонаря и спуска бойка стреляющего механизма. При этом за первую половину хода рукоятки (~140 мм) срабатывает механизм аварийного сбрасывания фонаря, за вторую половину хода (~150 мм) срабатывает механизм выстрела.

Система сбрасывания фонаря (фиг. 115) состоит из двух тяг, соединенных качалкой, установленной с левой стороны подфонарной панели. Нижняя тяга соединена с колонкой сбрасывания фонаря, установленной за сиденьем, верхняя при помощи коромысла соединяется с эксцентриком, укрепленным на барабане шторки. При выдергивании шторки на ~140 мм эксцентрик, вращаясь вместе с барабаном, толкает коромысло, которое другим своим

концом давит на вилку верхней тяги, приводя тем самым в движение колонку сбрасывания фонаря.

Система управления стреляющим механизмом состоит из двух качалок, закрепленных на каркасе заголовника. Верхняя качалка приводится в движение упором, свободно вращающимся на оси барабана с правой его стороны. Упор же подталкивается штифтом, вставленным в доннышко барабана. Верхняя качалка вращает нижнюю качалку, нижняя, поворачиваясь, выдергивает чеку выстрела из головки стреляющего механизма.

Барабан удерживается в исходном положении спиральной пружиной, размещенной внутри. При движении шторки барабан, вращаясь, закручивает пружину, при отпускании шторки пружина возвращает барабан в исходное положение — шторка наворачивается на барабан и занимает первоначальное положение, не мешая летчику отделиться от сиденья.

Общий ход шторки составляет ~375 мм. После выстрела шторка имеет еще свободный ход в 80 мм. Усилие на вытягивание шторки не превышает 22^{±3} кг при сбрасывании фонаря и выстреле.

4. ДУБЛИРУЮЩЕЕ УПРАВЛЕНИЕ СТРЕЛЯЮЩИМ МЕХАНИЗМОМ

Для большей надежности на сиденье введено дублирующее управление стреляющим механизмом.

На боковых упорах сиденья установлены рукоятки, которые соединены тросом, проходящим в боу-

леновской оболочке и трубках по бокам сиденья и задней стенке, с рычагом стреляющего механизма, находящимся в заголовнике.

5. ПОДНОЖКА

Рама подножки (фиг. 116) представляет собой сваренный из хроманселевых труб каркас. В передней части его приварены профили — подножки для установки ног (с односторонней просечкой, чтобы нога не соскальзывала вперед. Сверху ступни ног на профилях-подножках закрываются захватами, чтобы ноги не подбрасывались вверх при катапультировании).

Захваты (фиг. 117) изготовлены из сплюсненной хроманселевой трубы и оклеены губчатой резиной. Закрываются захваты при помощи педалей, которые представляют собой штампованные профили с приваренными к ним коробочками под каблуки. Передний конец педали закреплен на подножке валиком и имеет возможность на нем вращаться, задний — соединен с осью захвата при помощи тяги и качалки. При отклонении педали вниз захваты закрываются. При установленном сиденье в кабине отклоняться педалям мешает специальный упор, смонтированный на подножке. Упор в свою очередь опирается на подставку, установленную на полу кабины.

При катапультировании сиденья ноги летчика под действием сил инерции давят на подножку; не удерживаемые полом кабины они опускаются и оказываются ограниченными боковыми упорами сиденья.

Одновременно ноги давят на педали закрывания захватов. Закрытое положение захватов фиксируется качалками. Рама подножки подвешена на ушковых болтах к поперечной балке каркаса сиденья и имеет возможность на них качаться.

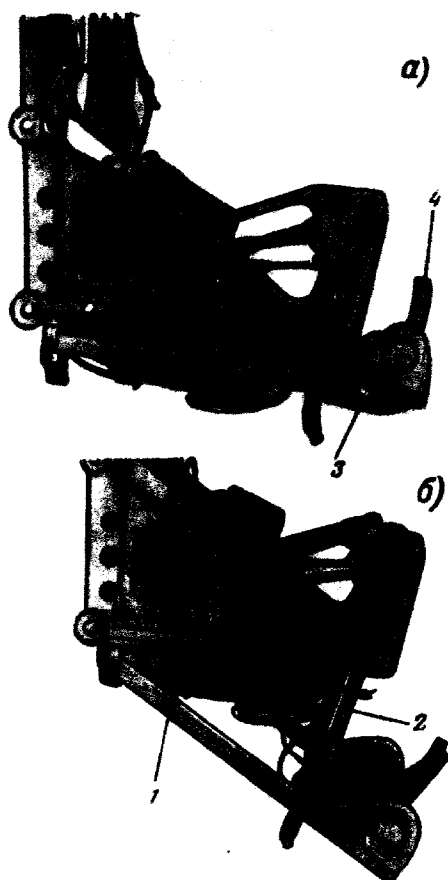
Для опускания ног летчика подножка подвешена на двух гасителях колебаний, верхний конец которых крепится к боковым упорам, а нижний к подножке (фиг. 118).

Плавность опускания подножки обеспечивается гидравлическими гасителями колебаний, которые также удерживают подножку от быстрого складывания при воздействии воздушного потока на подошвы ног после катапультирования.

Принцип работы гасителей колебаний заключается в замедленном движении подножки вследствие перетекания жидкости через калиброванные отверстия в поршнях. Наибольшая скорость движения поршня имеет место на первой половине хода, а на второй половине хода движение замедляется.

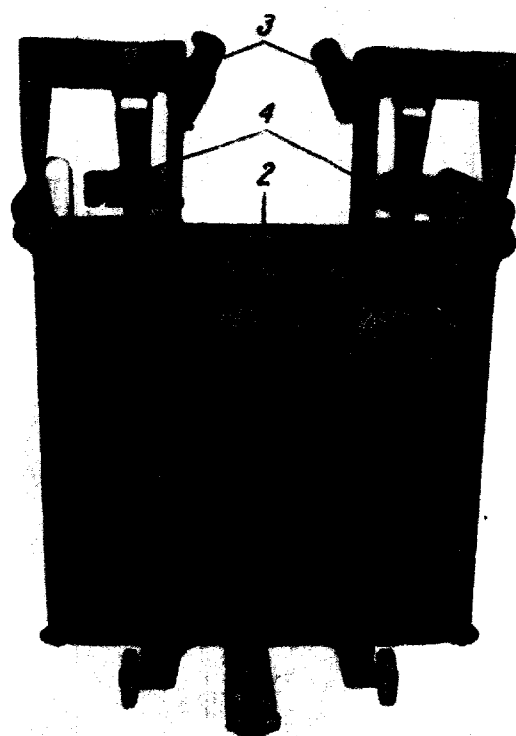
Когда сиденье находится в кабине, подножка всегда сложена, а захваты ног открыты благодаря расположенным на подножке упорам, которые упираются в пол кабины.

Для облегчения установки ног на подножки на полу кабины имеются наклонные направляющие площадки.



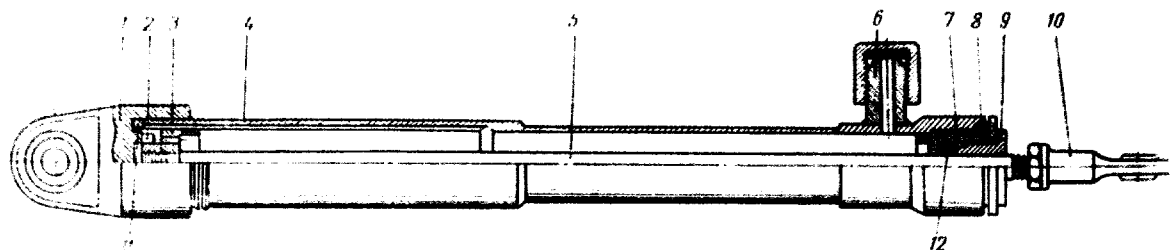
Фиг. 116. Вид на подножку сбоку.

а) подножка поднята; б) подножка опущена.
1 — подножка; 2 — гасители колебаний; 3 — педали; 4 — захваты.



Фиг. 117. Вид на сиденье снизу.

1 — пружинный механизм; 2 — подножка; 3 — захваты; 4 — педали.



Фиг. 118. Конструкция гасителя колебаний подножки.

1 — втулка; 2 — шайба; 3 — поршень; 4 — корпус; 5 — шток; 6 — штиф; 7 — пробка; 8 — уплотнительное кольцо; 9 — шайба; 10 — ухо; 11 — уплотнительное кольцо; 12 — уплотнительное кольцо.

6. ПРИВЯЗНЫЕ РЕМНИ

Кресло снабжено плечевыми и поясными привязными ремнями. Слабина плечевых ремней регулируется механизмом подтяга. Механизм в основном такой же, как на самолете МиГ-17.

Пружинный стопор механизма управляется рукояткой, расположенной на левом боковом упоре. В переднем положении рукоятка расстопоривает

ремни, в заднем положении застопоривает их. Поясные ремни регулируются на земле.

Замок ремней при нормальных условиях работы управляется тросом от кольца, изготовленного из проволоки толщиной 6 мм; при катапультировании замок открывается автоматически от автомата АД-3.

7. СИСТЕМА ОТКРЫВАНИЯ ЗАХВАТОВ И ЗАМКА ПРИВЯЗНЫХ РЕМНЕЙ

Открывание захватов ног и замка привязных ремней осуществляется механизмом, управляемым автоматом АД-3, который приводится в действие в момент катапультирования благодаря вытягиванию контрольной шпильки фалом, присоединенным к перемычке, идущей от шлангоута № 8 к рельсу.

Автомат АД-3 установлен с правой стороны на каркасе сиденья за мягкой спинкой. Автомат срабатывает через установленное время и воздействует при помощи троса на пружинный механизм (фиг. 119).

Пружинный механизм установлен под чашкой сиденья (см. фиг. 117), он предназначен для открывания захватов и замка ремней. Пружинный механизм состоит из корпуса, трех плунжеров, стакана, трех пружин и трех шариковых замков, запирающих плунжеры в исходном положении (фиг. 120).

При выдергивании стакана из корпуса механизма

тросом от автомата АД-3 освобождается шарик замков двух крайних плунжеров, при этом пружины выталкивают плунжеры из корпуса. Плунжеры тянут тросы, соединенные с качалкой стопорения захватов ног, качалка, отклоняясь, выходит из канавки оси захватов и захваты открываются.

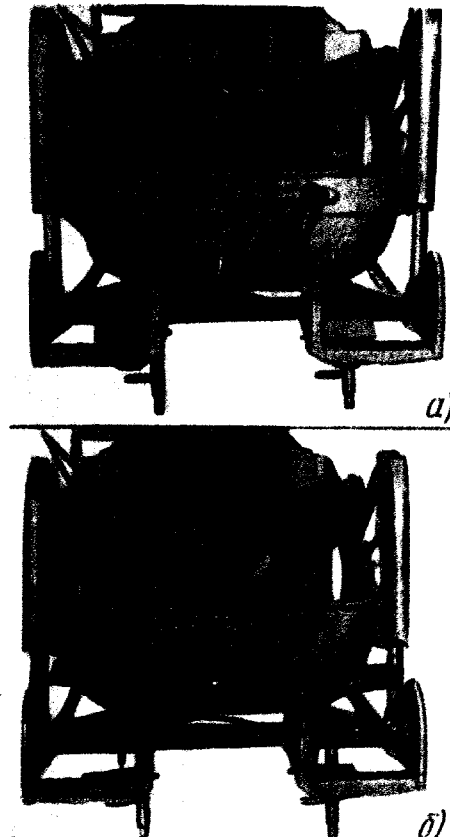
При выходе из корпуса крайних плунжеров освобождается от замка средний плунжер, который при помощи троса открывает замок привязных ремней.

Трос, идущий от плунжера, зашплицен в оболочку и подсоединен к петле ручного открывания замка ремней.

В случае отказа автомата АД-3 замок ремней открывается летчиком вручную. Захваты ног и в этом случае открываются ногами летчика, при этом срезаются три алюминиевые заклепки, крепящие захваты к подножке (фиг. 121).



Фиг. 119. Вид на сиденье справа.
1—автомат АД-3.

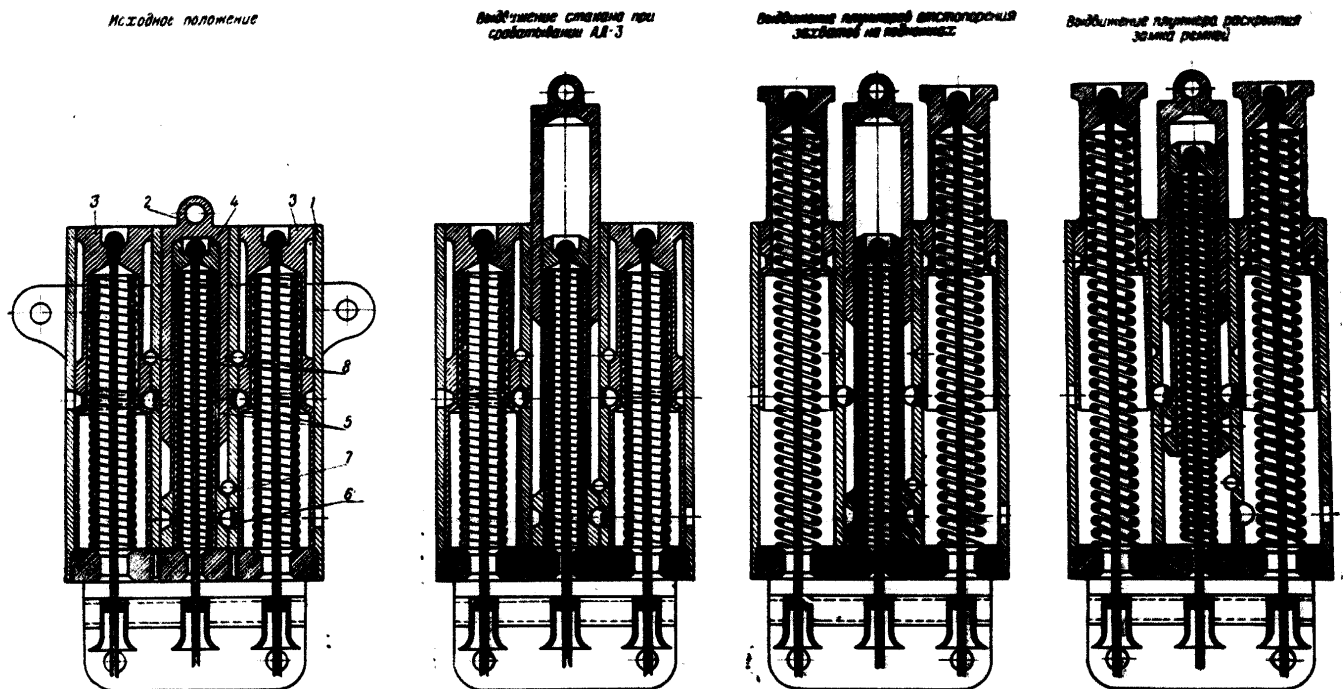


Фиг. 121. Захваты ног.
а—захваты открыты, б—захваты закрыты

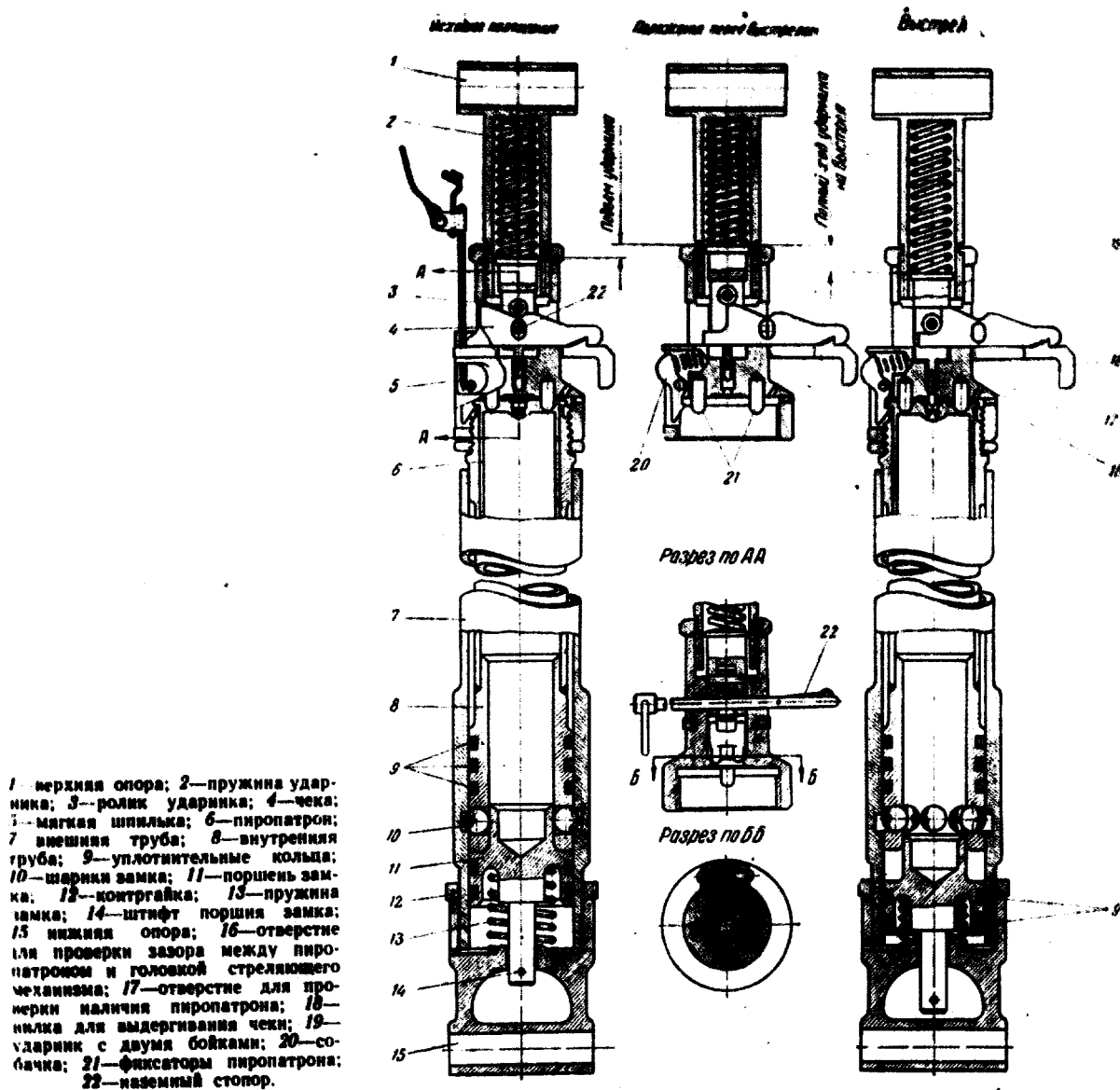
8. СТРЕЛЯЮЩИЙ МЕХАНИЗМ

Стреляющий механизм (фиг. 122) предназначен для выбрасывания из кабины сиденья вместе с сидящим на нем летчиком.

В основном конструкция стреляющего механизма такая же, как на самолете МиГ-17 (за исключением головки стреляющего механизма). Механизм со-



Фиг. 120. Схема работы пружинного механизма отрывающих замков ремней и стопоров захватов.
 1—корпус; 2—стакан; 3—плунжер; 4—плунжер; 5—шарики стопорения плунжеров; 6—шарик стопорения плунжера;
 7—отверстие для штифта стопорения плунжера; 8—отверстия для штифтов стопорения плунжеров.



Фиг. 122. Стреляющий механизм.

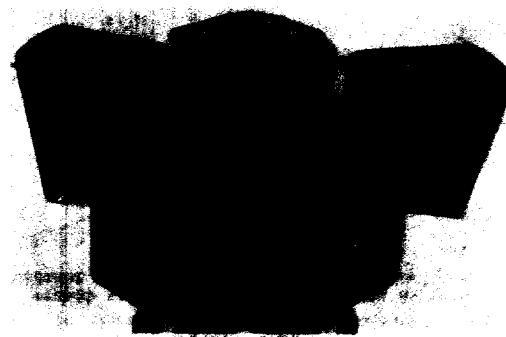
стоит из четырех узлов: наружного цилиндра, штока, нижнего опорного узла с поршнем шарикового замка, головки стреляющего механизма.

Стреляющий механизм срабатывает при выдергивании чеки из-под ударника. Выдергивание чеки осуществляется от движения шторки системой качалок или от дублирующих ручек на поручнях.

Головка стреляющего механизма состоит из следующих частей:

корпуса головки, опорного кронштейна, контргайки, бойка, пружины, собачки зажима пиропатрона, фиксаторов, вилки выдергивания чеки, чеки запода.

При исходном положении чеки ролик ударника лежит в канавке чеки, при этом пружина ударника частично сжата. При движении чеки на взвод за



Фиг. 123. Верхняя часть катализируемого сиденья (вид сверху).

же пока чеки пружина сжимается, приобретая ударную силу. При дальнейшем движении чека на выстрел ролик ударника срывается со скользящего и бейки ударник по капсюлям пиропатрона № 52.

Образующимися пороховыми газами открывает-ся предохранительный замок стреляющего механизма, а за-

тем выталкивается шток, увлекающий за собой все сиденье.

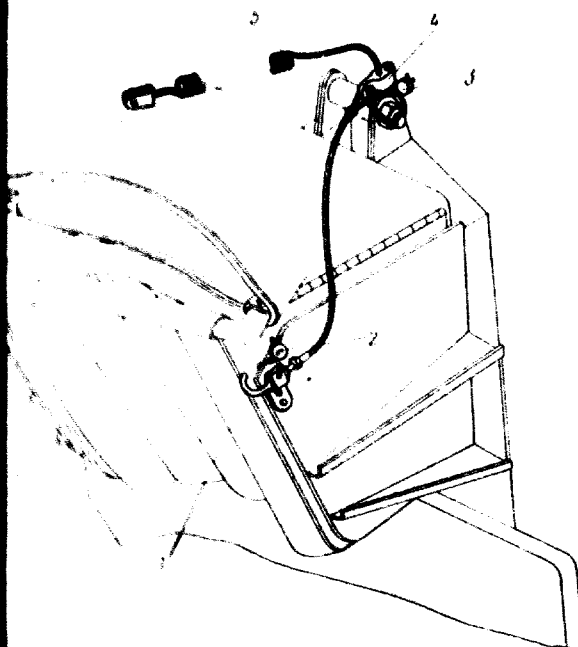
Срок годности пиропатрона в заряженном (открытом) состоянии — 1 год, в герметичной упаковке — 6 лет. Для защиты головки стреляющего механизма установлена гнутая броня толщиной 8 мм (фиг. 123).

9. СИСТЕМА БЛОКИРОВКИ С ФОНАРЕМ

Для предупреждения выстрела стреляющего механизма при закрытом фонаре на самолете выполняется блокировка стреляющего механизма с фонарем. Мягкая контрольная шпилька стреляющего механизма соединена с подвижной створкой фонаря по линии трещины, скрученной спиралью. При закрывании фонаря трещина, скрученный в спираль, растягивается, давая возможность фонарю закрыться. При аварийном сбрасывании фонаря, когда фонарь отлетит от самолета примерно на 1,5 м, контрольная шпилька выдергивается из стреляющего механизма, давая возможность произвести выстрел. Для предотвращения выстрела при сброшенном фонаре (в случае заклинивания фонаря) на крышке заголовника (с левой его стороны) закреплен крючок с трещиной, присоединенный к мягкой контрольной шпильке.

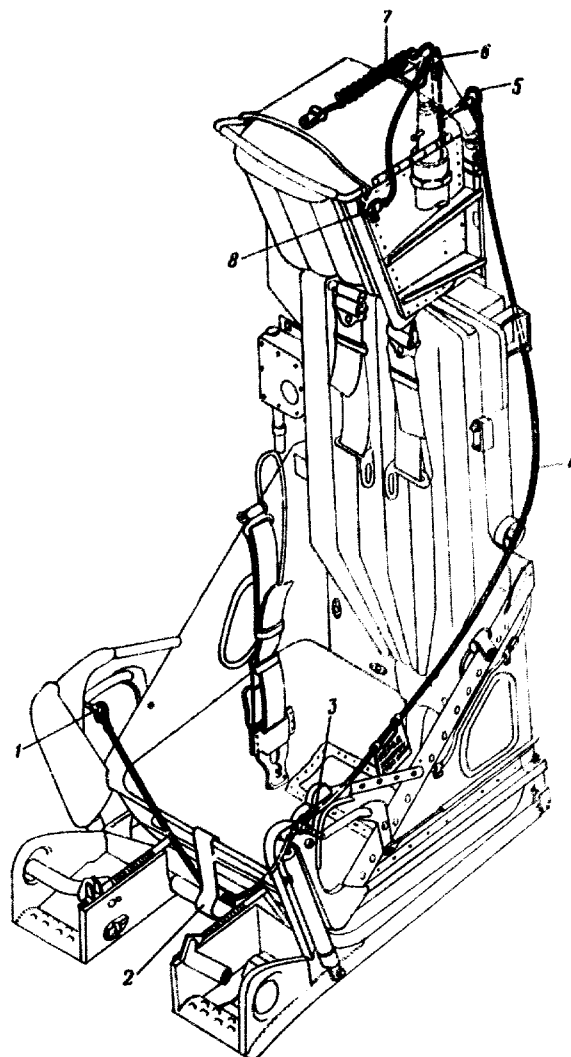
В случае необходимости катапультирования через фонарь (фиг. 124) летчик берет левой рукой за крючок, окрашенный в красный цвет, и сначала снимает пломбировку, которая контит крючок с

крышкой заголовника, затем резким движением дергает за крючок и выдергивает мягкую контрольную шпильку из стреляющего механизма, при



Фиг. 124. Крючок с тросом для выдергивания контрольной шпильки при катапультировании через фонарь.

крючок с тросом для выдергивания шпильки из стреляющего механизма при катапультировании через фонарь; 2 — стабилизатор; 3 — пломба трещины мягкой шпильки с сиденьем; 4 — ушко мягкой шпильки; 5 — трос крепления шпильки к фонарю.



Фиг. 125. Наземные стопоры катапультируемого шторочного сиденья.

1 — стопор рукоятки дублированного управления стреляющим механизмом на правом поручне; 2 — стопор подножек сиденья; 3 — стопор рукоятки дублированного управления стреляющим механизмом на левом поручне; 4 — трос, соединяющий стопоры; 5 — стопор стреляющего механизма; 6 — мягкая шпилька воздушного стопорения стреляющего механизма; 7 — трос крепления шпильки к фонарю; 8 — крючок с тросом для выдергивания шпильки из стреляющего механизма при катапультировании через фонарь.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Наименование	Стр.	Наименование	Стр.
3		Глава VIII	
Глава I		Радиоборудование	
Фюзеляж		1. Радиолокационная станция РП-1	70
1. Нижняя часть фюзеляжа	6	2. Оборудование слепой посадки ОСП-48П	78
2. Хвостовая часть фюзеляжа	9	3. Связная ультракоротковолновая радиостанция РСНУ-3М	79
3. Фонарь кабины	15	4. Ответчик системы радиопознания (СРО)	81
Глава II		Глава IX	
Крыло		Кабина самолета и ее оборудование	
1. Конструкция крыла	22	1. Герметическая кабина	82
2. Шток-защелок	24	2. Кислородное оборудование	84
3. Элерон	—	3. Противоперегрузочный костюм ППК-1	85
4. Узы крыла	—	4. Катапультируемое сиденье	80
5. Оборудование крыла	—		
Глава III		Глава X	
Хвостовое оперение		Приборное оборудование самолета. Размещение приборов и органов управления в кабине	
1. Вертикальное оперение	25	1. Пилотажно-навигационные приборы	93
2. Горизонтальное оперение	26	2. Система ПВД	—
Глава IV		3. Приборы контроля за работой силовой установки	94
Шасси и органы управления самолетом		4. Размещение приборов и органов управления в кабине	—
1. Шасси	27		
2. Управление самолетом	31	Глава XI	
Глава V		Вооружение	
Гидросистема и воздушная система		1. Размещение пушек на самолете	100
1. Основная гидросистема	36	2. Лафет	—
2. Система гидроусилителя БУ-1У	38	3. Подъемный механизм	104
3. Воздушная система	39	4. Система питания пушек боекомплект	106
Глава VI		5. Фотопулеметы С-13 и ФКП-2	107
Саловая установка		6. Прицел АСП-3НМ	—
1. Основные сведения о двигателе	43	7. Управление огнем пушек	—
2. Принцип работы форсажной камеры	46		
3. Электрическая система форсажной камеры	—	Глава XII	
4. Крепление двигателя и форсажной камеры	48	Катапультируемое шторочное сиденье летчика	
5. Рычаг управления двигателем	—	1. Каркас сиденья	110
6. Управление двигателем и форсажной камерой	50	2. Заголовник	—
7. Система охлаждения	51	3. Система управления сбрасыванием фонаря и стреляющим механизмом	—
8. Топливная система	—	4. Дублирующее управление стреляющим механизмом	111
9. Автономный запуск двигателя	59	5. Подножка	—
10. Противопожарное оборудование	—	6. Привязные ремни	112
Глава VII		7. Система открывания захватов и замка привязных ремней	113
Электрооборудование		8. Стреляющий механизм	—
1. Спецификация элементов электрооборудования самолета	61	9. Система блокировки с фонарем	116
2. Энергетический узел	66	10. Система автономного сбрасывания фонаря	117
3. Потребители электроэнергии	—		

Редактор *Л. А. Гильберг*

Техн. редактор *Н. В. Щербакон*

Подписано в печать 3/XI 1956 г. Формат бумаги 60X92¹/₈=7,5 б. л. - 15 п. л. + 7 вкл. Уч.-изд. л. 18,45

Типография ЦАГИ. Зак. 02118/31763



Page Denied

Next 29 Page(s) In Document Denied